

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ СССР

---

Экз. № 2052

**РУКОВОДСТВО  
ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ  
И ПИЛОТИРОВАНИЮ САМОЛЕТА ИЛ-14  
С ДВУМЯ ДВИГАТЕЛЯМИ АШ-32Т**

*Издание третье, пересмотренное и дополненное*



---

РЕДАКЦИОННО-ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ОТДЕЛ МГА СССР

МОСКВА

1954



**ПРИКАЗ**  
**начальника Главного управления**  
**Гражданского воздушного флота**  
**при Совете Министров СССР**  
**№ 508**

5 августа 1963 г.

Москва

О введении в действие «Руководства по летной  
эксплуатации и пилотированию самолета Ил-14  
с двумя двигателями АШ-82Т»

Ввести в действие «Руководство по летной эксплуата-  
ции и (Пилотированию самолета Ил-14 с двумя двигателями  
АШ-82Т», согласованное с генеральным конструктором  
самолета и утвержденное мною,  
Все ранее изданные руководства и отдельные указания по  
летной эксплуатации самолета Ил-14 считать утратившими  
силу.

*Вр.и.д. начальника ГУГВФ*  
*генерал-полковник авиации Г. СЧЕТЧИКОВ*



Утверждаю.

Первый заместитель начальника  
ГУГВФ  
при Совете Министров СССР  
генерал-полковник авиации

Г. Счетчиков,

5 августа 1963 г.

Согласовано.

Зам. Генерального конструктора

Я. Кутепов

7 июня 1963 г.

**РУКОВОДСТВО  
ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ  
И ПИЛОТИРОВАНИЮ  
САМОЛЕТА Ил-14 С ДВУМЯ  
ДВИГАТЕЛЯМИ АШ-82Т**

*Издание третье, пересмотренное и  
дополненное*



## Глава I

### ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

#### 1. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

1. Высота самолета (верхняя точка киля), м	7,8
2. Расстояние от конца лопасти до земли (при обжатой амортизации шасси), м	около 0,5
3. Расстояние от конца лопасти до фюзеляжа, м	0,35

#### Крыло

4. Профиль	СР-5
5. Площадь, м <sup>2</sup>	100
6. Размах, м	31,7
7. Размах центроплана, м	9,8
8. Удлинение крыла	10,0
9. Средняя аэродинамическая хорда (САХ), м	3,412
10. Угол поперечного «V»:	
центроплан	3°
отъемная часть крыла	3°30'
11. Угол геометрической крутки	0°
12. Угол заклинения (угол установки крыла относительно оси фюзеляжа)	2°

### Элероны

13. Площадь элеронов, м <sup>2</sup>	7,2
14. Угол отклонения элеронов вверх	25°± 1,5 °
15. Угол отклонения элеронов вниз	15°±1°
16. Площадь триммера элерона, м <sup>2</sup>	0,122
17. Углы отклонения триммера элерона вверх и вниз от нейтрального положения	18,5 °-1°

### Закрылки

18. Площадь закрылков, м <sup>2</sup>	15,79
19. Максимальный угол отклонения закрылков	45°±2°
20. Взлетный угол отклонения закрылков	20°±1°

### Горизонтальное оперение

21. Площадь горизонтального оперения с внутрифюзеляжной частью, м <sup>2</sup>	21,32
22. Площадь горизонтального оперения несущая, м <sup>2</sup>	18,06
23. Размах оперения, м	9,25
24. Удлинение	4,0
25. Угол установки горизонтального оперения (стабилизатора)	—2°30°
26. Поперечное «V» стабилизатора	4°
27. Площадь руля высоты с компенсацией, м <sup>2</sup>	6,91
28. Площадь триммеров руля высоты, м <sup>2</sup>	0,512
29. Максимальные углы отклонения руля высоты:	
вверх	30°± 1°
вниз	17°—1°
30. Максимальные углы отклонения триммеров руля высоты	
вверх	10°±2°
вниз	17°±2°

### Вертикальное оперение

31. Площадь вертикального оперения, м <sup>2</sup>	12,6
32. Высота вертикального оперения от оси самолета м	4,512
33. Удлинение	1,3
34. Площадь руля поворота с компенсацией, м <sup>2</sup>	5,84
35. Углы отклонения руля поворота вправо и влево от нейтрального положения	25°—1°
36. Площадь пружинного сервокомпенсатора, м <sup>2</sup>	0,524
37. Углы отклонения пружинного сервокомпенсатора вправо и влево от нейтрального положения:	
как флетнера	14,5° ±0,5°
как триммера	9°±0,5°
общее отклонение	23,5° ± 1°







—все съемные предметы бытового оборудования кабин (ковры, чехлы сидений, занавески, шторы, столики для пассажирских сидений контейнеры для посуды и продуктов буфета, термосы буфета).

Вода учитывается в следующем количестве:

	Ил-14П*	Ил- 14М	Ил-14Гр	Ил-14ФК
В бачках туалетной, л	24	35	18	24
В питьевой бачке, л	12	12	12	12
В бачках для мойки посуды, л	12	12	—	—
Всего:	48	59	30	36

в) Не учитывается в весе пустого самолета: запас жидкости гидросистемы, находящийся на борту в специальной таре, бортиинструмент, бортлестница, струбины, подушки маслорадиаторов, а на самолетах Ил-14Гр, кроме того, хвостовая штанга, погрузочное оборудование, в том числе кран с лебедкой БЛ-47 весом 30 кг и приспособление для крепления грузов.

Указанное имущество должно учитываться в весе служебного снаряжения.

На самолетах Ил-14ФК не входит в вес пустого самолета съемное фотооборудование и фотоматериалы.

4) Вес полной нагрузки самолета,

Вес полной нагрузки самолета для полетного веса 17500 кг приведен в табл. 2.

Вес полной нагрузки по отдельным слагаемым элементам (служебное снаряжение, экипаж, топливо, коммерческая нагрузка) (приведен в табл. 3. При этом, количество топлива, указанное в этой таблице, соответствует примерно минимально допустимой заправке. Минимальная заправка бензобаков топливом самолета Ил-14 П из условий прочности крыла (разгрузки крыла в полете) в зависимости от полетного веса самолета определяется графиком (рис. 1). Для взлетного веса самолета 17500 кг этот минимум составляет 1400 кг

---

\*На Самолетах Ил-14П и Ил-14М, переоборудованных по приказу ГУГВФ № 21 1960 г. на 28, 32 и 36 мест (с демонтажем стационарного буфета), емкость для воды в бачках буфета несколько уменьшена.

**Таблица 2**

	Ил-14П			Ил-14М				Ил-14Гр	Ил-14ФК
	24 места	28 мест	32 места	24 места	28 мест	32 места	36 мест		
Полетный вес, кг	17500	17500	17500	17500	17500	17500	17500	17500	17500
Вес пустого самолета, кг	12420	12460	12500	12580	12620	12660	12700	12290	12890
Вес полной нагрузки, кг	5080	5040	5000	4920	4880	4840	4800	5210	4610

У самолетов Ил-14М, Ил-14Гр и Ил-14ФК, имеющих усиленное крыло, минимальная заправка бензобаков топливом в (Пределах полетного веса до 17500кг включительно), ограничений не имеет.

У этих самолетов минимальная заправка бензобаков топливом определяется дальностью полета и минимальным аэронавигационным запасом топлива.

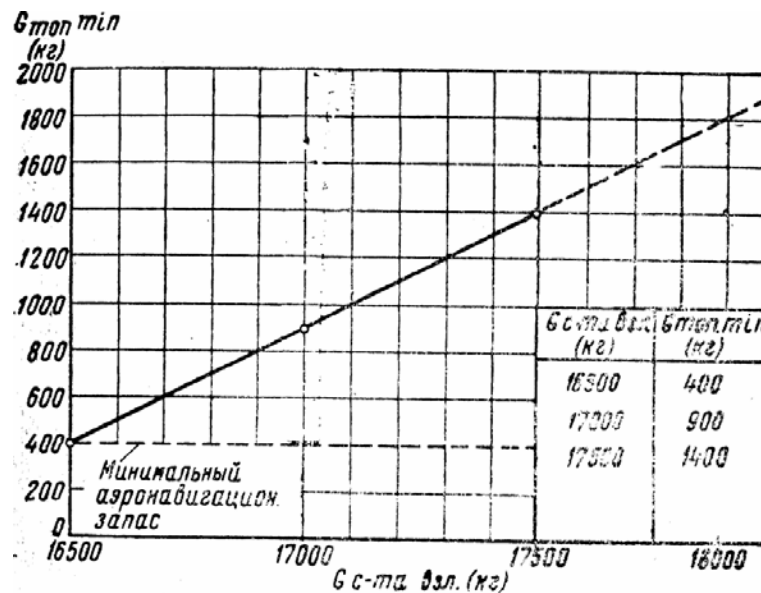


Рис. 1. График, минимальной заправки самолета Ил-14П топливом в зависимости от взлетного веса.

Практически этот минимум находится в пределах 900-1100 кг.

Указанные в табл. 2 и 3 полная и коммерческая нагрузки соответствуют весу пустого самолета, принятому по исходным расчетным данным (см. табл. 1).

В случае, если фактический вес пустого самолета по формуляру будет меньше или больше указанного в таб.1, то следует внести соответствующую поправку в нагрузку этого самолета,

Максимальная коммерческая нагрузка отдельных модификаций самолета по условиям прочности фюзеляжа не должна превышать следующих величин (см. табл. 4).

Таблица 3

## Полная нагрузка самолета по отдельным составляющим элементам (кг)

Наименование нагрузки	Ил-14П			Ил-14М				Ил-14Гр	Ил-14ФК
	24 места	28 мест	32 места	24 места	28 мест	32 места	36 мест		
Масло в баках	170	170	170	170	170	170	170	170	170
Масло в радиаторах	30	30	30	30	30	30	30	30	30
Бортлестница	13	13	13	13	13	13	13	13	13
Струбцина РП	2	2	2	2	2	2	2	2	2
Инструмент и бортсумка с документами	10	10	10	10	10	10	10	10	10
Хвостовая штанга	—	—	—	—	—	—	—	10	—
Прочее снаряжение	5	5	5	5	5	5	5	5	5
Экипаж 4 чел, (без бортпроводника)	320	320	320	320	320	320	320	320	320
Бортпроводник	80	80	80	80	80	80	80	—	—
Итого служебная нагрузка и экипаж:	630	630	630	630	630	630	630	560	550
Топливо	1430	1440	1400	920	930	900	900	1100	4060
Коммерческая нагрузка	3020	2970	2970	3370	3320	3310	3270	3550	
Полная нагрузка	5080	5040	5000	4920	4880	4840	4800	5210	4610

Таблица 4

Ил-14П		Ил-14М				Ил-14Гр
на 24 места	на 28 и 32 места	на 24 места	на 28 мест	на 32 места	на 36 мест	
3050	3000	3400	3350	3300	3250	3600

Увеличение веса максимальной (коммерческой нагрузки сверх нормы, указанной в табл. 4, (допускается только за счет уменьшения состава экипажа (например, отсутствия в составе экипажа бортмеханика, бортпроводника и пр.) или за счет уменьшения веса служебного снаряжения, размещенного в фюзеляже.

В случае наличия на борту самолета дополнительного состава экипажа или служебного снаряжения, не предусмотренного табл. 3, коммерческая нагрузка соответственно должна быть уменьшена.

**Примечание.** По пассажирским самолетам в вес коммерческой нагрузки включать вес запаса продуктов буфета,

5) Нормы загрузки багажных отделений.

Допускаемая загрузка багажников определяется наличием и размещением пассажиров (или соответствующего груза) в пассажирской кабине, центровкой самолета и прочностью фюзеляжа.

Максимальная загрузка багажников в зависимости от числа пассажиров и их размещения та рядом кресел для отдельных вариантов компоновки самолетов Ил-14П и Ил-14М указана в табл. 5 и 6.

**ВНИМАНИЕ!** Каждая из указанных выше табл. 5 и 6 норм загрузок багажников распространяется только на определенный вариант компоновки самолета, схемы которых показаны на центровочных графиках (см. рис. 5 — 12). При этом компоновка самолета Ил-14П на 28 и 32 пассажирских места и самолета Ил-14М на 28, 32 и 36 пассажирских мест соответствует приказу ГУГВФ № 21 от 21 января 1960 г.

Таблица 5

## Максимальная загрузка багажников самолета Ил-14П

на само- лете	Пассажиры		Допускаемая загрузка багажников, кг		
	размещ. по рядам	вес, кг	передний	задний	всего
Ил-14П-24					
—	—	—	1050	650	1700
4	в 1	300	1000	650	1650
8	с 1 по 2	600	1000	650	1650
12	с 1 по 3	900	1000	650	1650
16	с 1 по 4	1200	1000	600	1600
20	с 1 по 5	1500	1000	450	1450
24	с 1 по 6	1800	1000	250	1250
Ил-14П-28					
—	—	—	750	650	1400
4	в 1	300	700	650	1350
8	с 1 по 2	600	700	650	1350
12	с 1 по 3	900	700	650	1350
16	с 1 по 4	1200	700	600	1300
20	с 1 по 5	1500	700	500	1200
24	с 1 по 6	1800	700	350	1050
28	с 1 по 7	2100	700	150-20С	850— 900
Ил-14П-32					
—	—	—	700	650	1350
4	в 1	300	600	650	1250
8	с 1 по 2	600	550	650	1200
12	с 1 по 3	900	550	650	1200
16	с 1 по 4	1200	550	650	1200
20	с 1 по 5	1500	550	600	1150
24	с 1 по 6	1800	550	500	1050
28	с 1 по 7	2100	550	350	900
32	с 1 по 8	2400	500	100	600

Таблица 6

## Максимальная загрузка багажников самолета Ил-14М

на само- лете	Пассажиры		Допускаемая загрузка багажников, кг		
	размещ. по рядам	вес. кг	передний	задний	всего

## Ил-14М-24

—	—	—	1150	1000	2150
4	в 1	300	1000	1000	2000
8	с 1 по 2	600	1000	1000	2000
12	с 1 по 3	900	1000	1000	2000
16	с 1 по 4	1200	1000	950	1950
20	с 1 по 5	1500	1000	850	1850
24	с 1 по 6	1800	900	700	1600

## Ил-14М-28

—	—	—	1050	1000	2050
4	в 1	300	1000	1000	2000
8	с 1 по 2	600	1000	1000	2000
12	с 1 по 3	900	1000	1000	2000
16	с 1 по 4	1200	1000	900	1900
20	с 1 по 5	1500	1000	800	1800
24	с 1 по 6	1800	900	600	1500
28	с 1 по 7	2100	900	350	1250



Продолжение табл. 6

Пассажиры			Допускаемая загрузка багажников, кг		
на само- лете	размещ. по рядам	вес, кг	передний	задний	всего
Ил-14М-32					
—	—	—	900	1000	1900
4	в 1	300	800	1000	1800
8	с 1 по 2	600	800	1000	1800
12	с 1 по 3	900	800	1000	1800
16	с 1 по 4	1200	800	1000	1800
20	с 1 по 5	1500	800	900	1700
24	с 1 по 6	1800	750	750	1500
28	с 1 по 7	2100	650	550	1200
32	с 1 по 8	2400	550	350	900
Ил-14М-36					
—	—	—	850	1000	1850
4	1	300	700	1000	1700
8	с 1 по 2	600	600	1000	1600
12	с 1 по 3	900	600	1000	1600
16	с 1 по 4	1200	600	1000	1600
20	с 1 по 5	1500	600	1000	1600
24	с 1 по 6	1800	550	900	1450
28	с 1 по 7	2100	450	700	1150
32	с 1 по 8	2400	350	500	850
36	с 1 по 9	2700	250—300	300—250	550

Прочность пола багажников допускает перевозку малогабаритных тяжеловесных грузов при условии соблюдения нижеследующих удельных нагрузок:

— удельная нагрузка на пол переднего багажника не должна превышать  $900 \text{ кг/м}^2$ ;

— удельная нагрузка на пол заднего багажника не должна превышать  $550 \text{ кг/м}^2$ .

**Предупреждение.** Удельная нагрузка на пол характеризует местную прочность каркаса и панелей пола и определяет возможность перевозки того или иного сосредоточенного груза.

Определять вес возможной загрузки багажников путем умножения фактической площади пола багажника на допускаемую удельную нагрузку не разрешается.

Общий вес груза в каждом из багажников должен быть в пределах установленных норм загрузки.

При загрузке багажников груз (багаж) должен распределяться равномерно по площади пола и центр тяжести всего груза (багажа) находиться в средней части по длине багажника.

б) Удельные нагрузки на пол грузовой кабины самолетов Ил-14Гр.

Грузовая кабина самолетов допускает размещение и перевозку грузов при условии соблюдения нижеследующих удельных нагрузок на пол по отдельным отсекам, отметки которых имеются внутри кабины на каждом самолете:

Отсеки	I	II	III	IV	V	VI	VII
Удельная нагрузка	400	800	800	800	800	400	400

### 3. ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

#### а) Центровка пустого самолета

Положение центра тяжести пустого самолета у отдельных его модификаций отличается друг от друга, это объясняется различным оборудованием и различным расположением его на самолете.

Исходные центровочные данные пустого самолета Ил-14 по отдельным модификациям, характеризуются следующим:

	Ил-14П	Ил-14М	Ил-14Гр	Ил-14ФК
Центровка пустого самолета по оси X в %САХ (шасси выпущено)	13,2	9,2	18,7	16,7
Допуск на возможное изменение центровки самолета в производстве в % САХ	±0,5	±0,5	±0,5	±0,5

При расчете центровки и загрузки самолета следует пользоваться весовыми и центровочными данными пустого самолета по его формуляру с учетом записей весовых изменений, происшедших в процессе эксплуатации самолета. В случае отсутствия в формуляре или в приложениях к формуляру сведений о центровке данного самолета и записей о доработках, изменяющих вес конструкции и центровку самолета, рекомендуется принимать в расчет следующие центровочные данные пустого самолета:

Наименование модификации самолета	Ил-14П			Ил-14М				Ил-14Гр	Ил-14ФК
	24	28	32	24	28	32	36		
Центровка пустого самолета в % САХ (шасси выпущено)	13,2	13,5	13,4	8,7	9,2	9,1	9,0	18,7	16,7

**Примечания:** 1. Подъем шасси перемещает центр тяжести самолета вперед на 0,9—1,1% САХ (в зависимости от полетного веса самолета). При полетном весе 17250—17500 кг это перемещение составляет 0,9% САХ, при полетном весе 16500 кг—1,0% САХ.

2. Грузовые самолеты, на борту которых установлен подъемный кран с лебедкой БЛ-47, не учитываемый весом конструкции, имеют на 0,3% САХ более заднюю центровку.

### б) Эксплуатационные центровки самолета

Допустимый диапазон центровок самолетов Ил-14 всех модификаций, не оборудованных пружиной в системе руля высоты, составляет 13—18,6% средней аэродинамической хорды (САХ) крыла.

Для самолетов, оборудованных пружиной в системе руля высоты, диапазон допустимых центровок расширен и составляет 13—21% САХ.

**Примечание.** Оборудованы пружиной в системе руля высоты самолеты Ил-14Гр, Ил-14ФК и Ил-14П. Самолеты Ил-14М оборудованы пружиной лишь выпуска последних серий с № 147002001 и № 7343101).

Следует иметь в виду, что чрезмерно задняя центровка оказывает ухудшение устойчивости самолета, в связи чем возникают дополнительные трудности в пилотировании, особенно при полете по приборам и в болтанку, а также на взлете.

Чрезмерно передняя центровка ухудшает управляемость, усложняет посадку самолета, требует больших усилий на штурвал и может создать условия, когда нехватит руля высоты для перевода самолета с режима Движения на выравнивание перед посадкой. В результате этого посадка произойдет на большой скорости и на три точки.

Рекомендуемые центровки, обеспечивающие наиболее легкое пилотирование самолета, соответствуют 16—17% САХ.

#### **4. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА (В СТАНДАРТНЫХ УСЛОВИЯХ)\***

Приведенные ниже летные характеристики соответствуют как основному исходному варианту самолета ИЛ-14П, так и его различным модификациям — Ил-14М, Щ-14Гр, Ил-14ФК и др.

Имеющиеся отличия в максимальных скоростях самолетов, оборудованных смотровыми блистерами, незначительны и практического значения не имеют.

##### **Взлетно-посадочные характеристики (взлет и посадка на ВПП с искусственным покрытием)**

1. Длина разбега самолета с неотклоненными закрылками по бетону, м:

на взлетном режиме работы двигателей	530—550
на номинальном режиме работы двигателей	630—650

---

\*Летные данные соответствуют начальному полетному весу самолета 17250—17500 кг и посадочному весу самолета 16500 кг.

2. Длина разбега самолета с закрылками, отклоненными на взлетный угол 17—20°, по бетону, м:	
на взлетном режиме работы двигателей	480—500
на номинальном режиме работы двигателей	580—600
3. Скорость отрыва самолета по прибору с неотклоненными закрылками, км/час	150—155
4. Скорость отрыва самолета по прибору с закрылками, отклоненными на взлетный угол 17—20°, км/час	145—150
5. Длина взлетной дистанции самолета до набора высоты 25 м (с неотклоненными и отклоненными на взлетный угол закрылками), м:	
при использовании взлетного режима работы двигателей	1100—1150
при использовании номинального режима работы двигателей	1350—1400
6. Длина взлетной дистанции самолета до набора высоты 25 м (с неотклоненными и отклоненными на взлетный угол закрылками) при отказе одного из двигателей на скорости 165—170 км/час по прибору и своевременном флюгировании винта, м:	
при использовании взлетного режима работы двигателей на взлете	2000—2200
при использовании номинального режима работы двигателей на взлете (с додачей взлетного режима работающему двигателю после отказа другого двигателя)	2200—2400
7. Длина пробега самолета с закрылками, отклоненными на посадочный угол 45° с применением нормального торможения ( $G_{\text{пос}} = 16500 \text{ кг}$ ), м	500
8. Посадочная скорость самолета по прибору с закрылками, отклоненными на 45°, км/час	135—140
9. Посадочная скорость самолета по прибору с неотклоненными закрылками, км/час	150
10. Посадочная дистанция самолета с высоты 25 м с закрылками, отклоненными на посадочный угол 45°, с применением нормального торможения ( $G_{\text{пос.}} = 16500 \text{ кг}$ ) м	950

## Скороподъемность самолета и наивыгоднейшие скорости набора высоты

11. Наивыгоднейшая (по скороподъемности) скорость самолета по прибору в наборе высоты на номинальном режиме работы двигателей до границы высотности <i>км/час</i>	215
12. Вертикальная скорость набора высоты на номинальном режиме работы двигателей на наивыгоднейшей скорости набора высоты у земли, <i>м/сек</i>	5,0
13. То же на границе высотности, <i>м/сек</i>	5,5
14. Наивыгоднейшая (по скороподъемности) скорость самолета по прибору в наборе высоты на одном двигателе (винт неработающего двигателя зафлюгирован) на номинальном режиме до границы высотности, <i>км/час</i> .	195
15. Вертикальная скорость набора высоты в одномоторном полете на номинальном режиме работы двигателя (винт неработающего двигателя зафлюгирован) на наивыгоднейшей скорости одномоторного набора высоты, у земли, <i>м/сек</i>	0,7—0,8
16. Вертикальная скорость набора высоты при одномоторном полете на взлетном режиме работы двигателя при скорости по прибору 190 <i>км/час</i> (винт неработающего двигателя зафлюгирован), <i>м/сек</i> .	1,5 —1,6
17. Рекомендуемое уменьшение скорости полета на каждые 1000 м высоты выше границы высотности двигателя для получения, наивыгоднейшей по скороподъемности скорости, <i>км/час</i>	10

### Максимальные скорости самолета

18. Максимальная скорость горизонтального полета самолета у земли на номинальном режиме работы двигателей, <i>км/час</i>	390
19. Максимальная скорость горизонтального полета у границы высотности (H=2000) на номинальном режиме работы двигателей, <i>км/час</i> .	410
20. Максимальная скорость самолета на одном работающем двигателе (винт неработающего двигателя зафлюгирован) у границы высотности, <i>км/час</i>	305
21. Максимальная скорость самолета на одном	

работающем двигателе (винт неработающего двигателя зафлюгирован) у земли, км/час 290

### **Практический потолок и границы высотности самолета**

22. Практический потолок самолета, м	6500
23. Практический потолок самолета в одномоторном полете, м	2200
24. Граница высотности самолета в двухмоторном наборе высоты,	1750
25. Граница высотности самолета в одномоторном наборе высоты, м	1700
26. Граница высотности самолета на максимальной скорости (с учетом скоростного напора), м	2000
27. Граница высотности самолета на максимальной скорости (с учетом скоростного напора) в одномоторном полете, м	1900

### **Минимальные скорости (скорости срыва) на различных режимах и поведение самолета при срыве**

28. На планировании с полностью убранными газом и убранными шасси и закрылками, км/час на указанной скорости самолет плавно опускает нос. Подергивание рулей появляется на скорости по прибору 140—145 км/час	125—135
29. На планировании с полностью убранными газом, выпущенными шасси и отклоненными в посадочное положение закрылками, км/час На указанной скорости самолет сваливается на нос. Подергивание рулей появляется на скорости 130—135 км/час по прибору.	120—125
30. В наборе высоты с выпущенными шасси и закрылками, отклоненными во взлетное положение, при номинальном режиме работы двигателей, км/час На указанной скорости наступает сваливание самолета на нос. Подергивание рулей появляется на скорости 120—125 км/час по прибору.	110—115
31. В наборе высоты с убранными шасси и закрылками при номинальном режиме работы двигателей, км/час На этой скорости самолет сваливается на нос. Подергивание рулей появляется на скорости 135—140	120—130

км/час по прибору.

## 5. ЛЕТНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

1. Максимально допустимая скорость самолета по прибору, км/час:
  - на снижении 450
  - при выпуске и уборке шасси и закрылков 290
2. Минимально допустимая скорость полета самолета по прибору, км/час:
  - закрылки отклонены на посадочный угол  $45^\circ$  165
  - закрылки в убранном положении 175
3. Максимально допустимый встречный ветер для взлета и посадки самолета, м/сек 28
4. Максимально допустимый для взлета боковой ветер, м/сек:
  - под углом  $90^\circ$  к ВПП 15
  - под углом  $45^\circ$  к ВПП 18
5. Максимально допустимый для посадки самолета боковой ветер, м/сек:
  - под углом  $90^\circ$  к ВПП 12
  - под углом  $45^\circ$  к ВПП 15

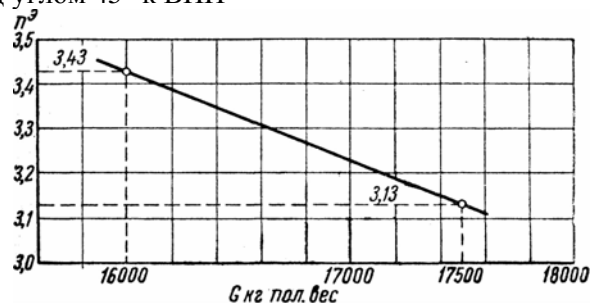


Рис. 2. Эксплуатационные перегрузки  $n^3$  самолета Ил-14 в зависимости от полетного веса.

6. Максимально допустимый для посадки самолета в сложных метеоусловиях боковой ветер, м/сек:
    - под углом  $90^\circ$  к ВПП 8
    - под углом  $45^\circ$  к ВПП 10
  7. Максимально допустимые эксплуатационные перегрузки самолета См. график на рис. 2.
- 7а. Допускается отклонение шарика по указателю скольжения, при выполнении маневра не более 1 диаметра.**



8. Минимальные длины ВПП\*, допускающие эксплуатацию самолетов Ил-14 с полным полетным весом 17500 кг в стандартных условиях, м:

**ВПП с искусственным покрытием**

- |  |      |
|--|------|
| а) При взлете с использованием номинальной мощности двигателей ( $n = 2400$ об/мин, $P_k = 1020$ мм рт. ст.) | 1100 |
| б) При взлете с использованием взлетной мощности двигателей ( $n = 2600$ об/мин, $P_k = 1250$ мм рт. ст.)    | 1000 |

**Грунтовая полоса**

- |  |      |
|--|------|
| а) При взлете с использованием номинальной мощности двигателей | 1200 |
| б) При взлете с использованием взлетной мощности двигателей    | 1100 |

**Примечание.** Указанные ВПП, кроме того, должны иметь концевые полосы безопасности (КПБ) не менее 250 м с каждой стороны взлетно-посадочной полосы.

---

\* Минимальные длины ВПП определены из условий обеспечения прерванного взлета при отказе одного из двигателей на разбеге до момента отрыва самолета.



## Глава II

### ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

Основными элементами предполетной подготовки являются:

- 1) составление навигационного плана полета и соответствующих расчетов с учетом оценки метеоусловий;
- 2) определение наивыгоднейшего режима полета (высоты полета и режимов работы двигателей) и количества топлива, необходимого для выполнения полета;
- 3) определение веса и размещения коммерческой загрузки в соответствии с произведенным расчетом центровки самолета;
- 4) предполетный осмотр и проверка самолета и его оборудования экипажем.

В случае, если (вылет производится при высоких температурах наружного воздуха (свыше + 30°C), с мягкого грунта, с высотного аэродрома или с аэродрома, ограниченного по размерам, при подготовке к полету экипаж определяет (уточняет) потребную длину разбега самолета и при необходимости уменьшает загрузку (взлетный вес самолета).

При составлении плана полета и навигационных расчетов в период предполетной подготовки командир корабля совместно с другими членами экипажа (вторым пилотом, бортрадистом и штурманом, если последний имеется в составе экипажа) обязан: получить в аэропорту «сведения о состоянии основных и запасных

аэродромов по маршруту полета, а также о состоянии данного аэродрома и его схемы руления;

— изучить метеообстановку и получить консультацию синоптика о состоянии и прогнозе погоды по маршруту полета, а также в районе каждого из основных и запасных аэродромов.

При изучении экипажем метеообстановки по маршруту предстоящего полета и получении консультации на АМСГ с использованием данных бортовой погоды и радиолокационных наблюдений с земли следует обращать особое внимание на следующие характеристики состояния атмосферы:

а) на условия возникновения активной грозовой деятельности, связанной с развивающимся циклоном или фронтами;

б) на высоты и границы, располагающиеся на трассе кучево-дождевых облаков;

в) на скорости смещения кучево-дождевых облаков и возможности их обхода при полете по маршруту и в пункте, посадки;

г) на скорость ветра, направленную перпендикулярно к горным хребтам на горных и высокогорных трассах;

д) на зоны обледенения;

— получить необходимую информацию у дежурного штурмана или диспетчера аэропорта о возможных изменениях в документации, регламентирующей полеты по данной воздушной линии, или особых предупреждениях по безопасности полета (если таковые имеются на день полета);

— получить в регламентном бюро сборник схем пробивания облачности в аэропортах, регламенты радио-светообеспечения полетов и сверить их с контрольным экземпляром.

## **1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАИВЫГОДНЕЙШЕЙ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА**

Наивыгоднейшей высотой полета является такая высота, на которой при заданной путевой скорости (определяемой расписанием) будет наименьший километровый расход топлива.

Наивыгоднейшая высота полета определяется расчетом, исходя из скорости и направления ветра по высотам при безветрии или одинаковом по высоте ветре наивыгоднейшими будут следующие высоты в зависимости от дальности беспосадочного полета:

Дальность, км	300	600	900
Высота, м	1000	2000	3000

Эшелонирование при этом не исключает использования наивыгоднейшей высоты. Из всех возможных эшелонов для полета следует назначать высоту, ближайшую к наивыгоднейшей, если это позволяет метеоситуация.

Величину составляющей ветра на разных высотах полета (эквивалентный ветер) определять по табл. 7.

При пользовании таблицей направление и скорость ветра брать по данным прогноза ветра, а угол ветра определять обычным способом, принятым в штурманских расчетах.

Если величина эквивалентного встречного ветра ( $W-V$ ) увеличивается с высотой на каждую тысячу метров более чем на 15 км/час, то целесообразно выполнять полет на меньшей высоте.

## 2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ

Зная истинную воздушную скорость на найденной расчетом или заданной высоте полета, по таблице № 8 или по крейсерскому графику (рис. 3, см. в конце книги) находят скорость полета по прибору, обороты, наддув двигателей и часовой расход топлива, режим работы двигателей и скорость (полета по крейсерскому графику определяется для любого полетного веса и температуры наружного-воздуха. Данные же, приведенные в табл. 8, соответствуют стандартной температуры наружного воздуха и Определенному полетному веса самолета.

Пример пользования крейсерским графиком:

Задано: Высота (эшелон)	3600 м.
Температура воздуха на высоте	20°C.
Истинная воздушная скорость	355 км/час.
Полетный вес	17000 кг

*Определить:* Скорость полета по прибору, обороты и наддув двигателей, часовой расход топлива.

*Решение:* Из точки 1 на шкале «Высота по прибору» опускаем вертикаль вниз до (пересечения с линией температуры наружного воздуха —20°C (точка 2).

Таблица 7

Таблица для определения эквивалентного ветра ( $W-V$ )

Угол ветра		Скорость ветра, км/час													
Снос вправо	Снос влево	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	60	70	80	
0	360	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	60	70	80	
5	355	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	60	70	80	
10	350	5	10	15	20	25	29	34	39	44	49	59	69	79	
15	345	5	10	15	20	25	29	33	38	43	48	57	67	77	
20	340	5	10	14	19	24	28	32	38	43	47	55	64	73	
25	335	4	9	13	18	23	27	31	37	41	44	53	62	69	
30	330	4	9	13	17	22	26	30	35	39	42	50	59	66	
35	325	4	8	12	16	21	25	29	33	36	39	46	55	61	
40	320	4	8	11	15	20	23	27	30	33	36	43	50	56	
45	315	3	7	10	14	18	21	25	27	30	33	39	45	50	
50	310	3	6	9	13	15	18	22	24	27	29	35	40	44	
55	305	3	5	8	11	13	16	19	21	23	25	30	34	38	
60	300	2	5	7	10	12	14	16	18	19	21	25	29	32	
65	295	2	4	6	8	9	11	13	14	15	17	19	23	25	
70	290	2	3	4	5	6	8	10	11	12	13	14	16	17	
75	285	1	2	3	4	4	5	6	7	8	9	9	9	10	
80	280	0	1	2	2	2	3	4	4	4	5	4	4	4	
85	275	0	1	1	1	1	1	1	0	0	0	1	2	4	
90	270	0	0	0	1	1	2	2	3	4	4	6	9	12	
95	265	0	1	2	2	3	4	5	6	7	8	11	14	18	
100	260	1	2	3	4	6	7	8	10	11	13	16	20	25	
105	255	1	3	4	6	8	9	11	13	15	17	22	26	31	
110	250	2	4	6	8	10	12	14	17	19	21	26	32	37	
115	245	2	4	7	9	12	14	17	20	22	25	30	36	42	
120	240	3	5	8	10	13	16	19	22	26	29	35	41	48	
125	235	3	6	9	11	15	18	22	25	28	32	39	45	53	
130	230	3	6	9	13	16	20	24	28	31	35	43	50	58	
135	225	4	7	10	14	18	22	26	30	33	38	46	54	63	
140	220	4	8	11	15	19	23	27	32	36	40	49	58	66	
145	215	4	8	12	16	21	25	29	34	38	42	52	61	69	
150	210	4	9	13	17	22	26	31	36	40	44	54	63	72	
155	205	4	9	13	18	23	27	32	37	42	46	56	65	75	
160	200	5	10	14	19	23	28	33	38	43	47	57	67	77	
165	195	5	10	14	19	24	29	34	39	44	48	58	68	78	
170	190	5	10	15	20	25	29	34	39	44	49	59	69	79	
175	185	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	60	70	80	
180	180	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	60	70	80	
															Встречный ветер (-)

Из точки 2 проводим горизонтальную прямую влево до точки 3, имеющей значение истинной воздушной скорости 355 км/час. (Точка 3 определена интерполированной между линией истинной скорости 360 км/час и 380 км/час).

Из точки 3 опускаем вертикаль вниз до пересечения с горизонтальной шкалой «Скорость по прибору ( $V_{\text{приб.}}$ )». Искомая точка 4 дает значение скорости по прибору 306 км/час.

Далее из точки 4 по направлению наклонных линий, учитывающих влияние полетного веса, идем до пересечения с горизонталью полетного веса  $16+1 = 17$  тонн (точка 5).

Наконец из точки 5 проводим вертикаль вверх до точки 6, которая определяет расход топлива 550 л/час, наддув 690 мм рт. ст. и обороты двигателей 2060 об/мин.

На графике приведены схемы решений и других типовых задач на определение режимов горизонтального полета.

В табл. 8 приведены крейсерские скорости, часовые расходы топлива и режимы работы двигателей в горизонтальном полете для пяти групп режимов полета в пределах от наименьшей до наибольшей крейсерской скорости.

В левой стороне таблицы дан режим наибольшей дальности полета, наименьшего километрового расхода топлива. Этот режим рекомендуется для полетов на предельную дальность, при восстановлении ориентировки, для полетов в зоне ожидания и для маршрутных полетов с ограниченным запасом топлива.

В средней части таблицы помещены три группы режимов горизонтального полета, заданные истинными воздушными скоростями 320, 350 и 380 км/час. Режимы 320 и 350 км/час рекомендуются для систематического использования в рейсовых полетах по расписанию, а режим 380 км/час — для экстренных случаев срочного прибытия.

В правой стороне таблицы дан наибольший крейсерский режим работы двигателей. Этот режим рекомендуется к использованию только в тех случаях, когда срок прибытия в аэропорт строго определен и топлива достаточно. Километровый расход топлива на наибольшем крейсерском режиме приблизительно вдвое больше, чем на режиме наибольшей дальности полета.

## Крейсерские режимы

Полетный вес, т	Наименьший километровый расход горючего						Высота, км при стандартной т-ре	Истинные воздушные			
								320 км/час			
	$V_{\text{приб. км/ч}}$	$V_{\text{км/ч}}$	$n, \text{об./мин}$	$P_{\text{к. мм рт.ст.}}$	$Q, \text{л/час}$	$q, \text{л/км}$		$V_{\text{приб. км/ч}}$	$n, \text{об./мин}$	$P_{\text{к. мм рт.ст.}}$	$Q, \text{л/час}$
18	245	258	1700	660	354	1,37	1	306	1995	720	520
	245	272	1745	640	362	1,33	2	292	1960	685	490
	245	284	1805	615	372	1,31	3	277	1945	655	455
	245	299	1930	590	392	1,31	4	264	1995	615	430
17	237	250	1620	645	330	1,32	1	306	1970	710	500
	237	262	1670	625	336	1,28	2	292	1930	680	465
	237	274	1740	595	348	1,27	3	277	1915	645	433
	237	288	1830	570	364	1,26	4	264	1965	605	410
16	230	243	1570	635	310	1,28	1	306	1950	705	485
	230	255	1620	610	317	1,24	9	292	1900	675	445
	230	270	1700	580	330	1,22	3	277	1885	635	415
	230	282	1780	550	344	1,22	4	264	1935	595	395
15	225	238	1530	630	294	1,24	1	306	1925	700	470
	225	250	1590	600	302	1,21	2	292	1880	670	430
	225	262	1680	565	316	1,20	3	277	1860	625	398
	225	276	1770	535	330	1,20	4	264	1910	585	382
14	220	233	1500	625	280	1,20	1	306	1900	695	455
	220	246	1575	600	290	1,18	2	292	1855	665	420
	220	258	1675	550	302	1,17	3	277	1830	620	380
	220	272	1775	525	318	1,17	4	264	1885	575	370
Для полетов на предельную дальность или в зоне ожидания								Для полетов по			

**Примечание.** Все данные в таблице приведены к стандартной температуре часовой расход топлива на 1% при том же режиме работы двигателей. Повышение

## горизонтального полета

скорости полета								Высота, км при стандартной т-ре	Наибольший крейсерский режим работы двигателей					
350 км/час				380 км/час					$V_{\text{приб.}}$ , км/ч	$V$ , км/ч	$n$ , об./мин	$P_{\text{к.мм}}$ рт.ст.	$Q$ , л/час	$q$ , л/км
$V_{\text{приб.}}$ , км/ч	$n$ , об./мин	$P_{\text{к.мм}}$ рт.ст.	$Q$ , л/час	$V_{\text{приб.}}$ , км/ч	$n$ , об./мин	$P_{\text{к.мм}}$ рт.ст.	$Q$ , л/час							
337	2135	790	695	—	—	—	—	1	346	359	2200	850	765	2,13
319	2080	735	610	—	—	—	—	2	344	376	2200	850	820	2,18
304	2050	690	550	332	2190	775	780	3	336	385	2200	790	820	2,13
288	2090	660	510	315	2200	700	620	4	315	380	2200	700	620	1,63
337	2125	780	675	—	—	—	—	1	351	362	2200	850	765	2,11
319	2060	725	590	—	—	—	—	2	348	378	2200	850	820	2,17
304	2030	684	533	332	2168	758	735	3	338	388	2200	790	820	2,11
288	2060	650	490	315	2176	700	613	4	316	382	2200	700	620	1,62
337	2110	770	655	—	—	—	—	1	351	364	2200	850	765	2,10
319	2045	720	570	348	2200	850	820	2	348	380	2200	850	820	2,16
304	2010	680	515	332	2150	745	700	3	340	390	2200	790	820	2,10
288	2040	640	470	315	2160	695	600	4	318	384	2200	700	620	1,61
337	2095	760	632	—	—	—	—	1	354	366	2200	850	765	2,09
319	2030	710	555	348	2188	834	795	2	352	382	2200	850	820	2,15
304	1995	670	498	332	2135	736	670	3	343	392	2200	790	820	2,09
288	2020	630	455	315	2150	688	582	4	322	387	2200	700	620	1,60
337	2075	750	610	—	—	—	—	1	355	368	2200	850	765	2,08
319	2015	705	540	348	2180	820	770	2	354	385	2200	850	820	2,13
304	1975	665	480	332	2120	730	640	3	345	395	2200	790	820	2,08
288	2000	620	440	315	2140	680	560	4	325	390	2200	700	620	1,59

расписанию

Для экстренных случаев срочного прибытия

наружного воздуха. Понижение температуры на 5°C против стандартной увеличивает температуры соответственно вызывает уменьшение часового расхода топлива.



Все другие режимы горизонтального полета в пределах от наименьшей до наибольшей крейсерской скорости и не помещенные в табл. 8 можно находить интерполированием или определять по крейсерскому графику (рис. 3).

### **3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЛИЧЕСТВА ТОПЛИВА, НЕОБХОДИМОГО ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТА**

Потребное количество топлива, которое нужно иметь перед вылетом, равно сумме:

- а) топлива, расходуемого в полете от момента взлета до посадки самолета;
- б) топлива, расходуемого двигателями на земле, включая руление на старт;
- в) невырабатываемого остатка топлива;
- г) навигационного запаса.

Навигационный запас топлива определяется по существующим требованиям наставления по производству полетов. Норма часового расхода топлива составляет 410 кг\* на два двигателя в час. Общий навигационный запас топлива в каждом отдельном случае определяется условиями предстоящего полета, но при всех обстоятельствах он должен обеспечивать полет от аэропорта назначения до посадки на запасном аэродроме или возврат на аэродром вылета.

Перед вылетом в рейс с неполной коммерческой загрузкой по требованию командира корабля допускается заправка самолета до полного полетного веса.

Расход топлива для работы двигателей на земле установлен 120 кг/час на два двигателя, но не более 50 кг в летнюю навигацию и 60 кг в зимнюю навигацию на каждую подготовку (до момента выруливания самолета на старт).

Невырабатываемый остаток топлива составляет 20 л. каждой группы баков, а всего 40 л.

Топливо, расходуемое в полете от момента взлета до момента посадки самолета, определяется по графику на рис. 4.

---

\* Норма расхода топлива зимой при температуре наружного воздуха на аэродроме вылета ниже  $-30^{\circ}\text{C}$  равна 420 кг/час.

## Общий расход горючего в полёте на самолёте ИЛ-14

Для определения заправки горючего следует к расходу в полёте прибавить:

- 1) Навигационный запас не менее 55 литров
- 2) Расход для работы двигателей, на земле
- 3) Невырабатываемый остаток 40л.

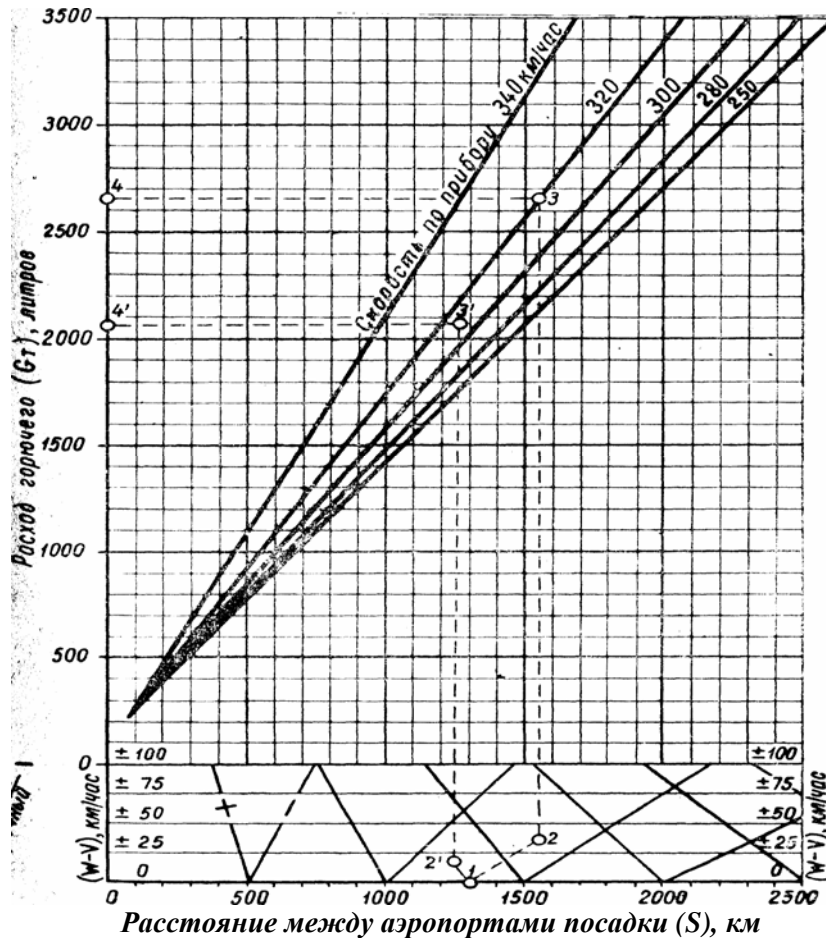


Рис. 4. Общий расход горючего в полете на самолете Ил-14.

Оно состоит из расхода, потребного на взлет, разгон самолета, разворот на курс, на набор высоты по маршруту, горизонтальный полет, снижение и заход на посадку.

Расход топлива в полете зависит от высоты и скорости (режима работы двигателей), от полетного веса и ветра. При равной скорости по прибору километровый расход топлива на всех высотах одинаковый и поэтому и Общий расход на графике определен в зависимости от скорости по прибору, но независимо от высоты полета.

При составлении графика полетный вес при вылете принят не более 17500 кг, а при посадке не более 17000 кг.

Пример определения общего расхода топлива в полете по графику на рис. 4:

*Задано:*

Расстояние от аэропорта вылета до аэропорта посадки 1300 км.

Ветер встречный 35 км/час

Скорость по прибору в горизонтальном полете 320 км/час.

*Определить:* Расход топлива в течение всего полета.

*Решение:* Из точки 1 на шкале «Расстояние между аэропортами» (1300 км) идем по направлению наклонных линий, учитывающих ветер до точки 2 (встречный ветер 35 км/час).

Из точки 2 проводим вертикаль вверх до пересечения с линией «Скорость по прибору» 320 км/час (точка 3). Далее до точки 3 проводим горизонталь до пересечения со шкалой «Расход топлива», на которой в точке 4 читаем искомый расход топлива 2650 л.

Для определения необходимой заправки топлива» для выполнения этого полета, к полученному количеству топлива 2650 л нужно добавить навигационный запас, расход топлива для работы двигателей на земле и учесть невырабатываемый остаток топлива 40 л.

В случае попутного ветра решение аналогичного примера следует проводить по схеме 1', 2', 3' и 4', показанной на графике.

#### **4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОММЕРЧЕСКОЙ ЗАГРУЗКИ САМОЛЁТА**

Для определения веса коммерческой загрузки в предстоящем полете следует из полного полетного веса, установленного для

данного самолета, вычесть вес конструкции (пустого самолета), указанный в формуляре, вес экипажа (из расчета 80 кг на одного члена экипажа), вес заправленного топлива, масла и вес служебного снаряжения.

Максимальный вес коммерческой загрузки для отдельных типов модификаций самолета Ил-14 по условиям прочности фюзеляжа указан в табл. 4 на стр. 13.

## 5. ПОРЯДОК ЗАГРУЗКИ САМОЛЕТА

Ил-14 обладает достаточным запасом устойчивости на земле от опускания на хвост, которое может произойти лишь при центровке более 35% САХ.

Практически центровку, близкую к 35% САХ, самолет может иметь при отсутствии груза в переднем багажнике и наличии большого количества груза в заднем багажнике с одновременным скоплением пассажиров в вестибюле у входной двери, а на самолетах грузового варианта в момент погрузки и *выгрузки* тяжелых сосредоточенных грузов.

Для предосторожности от опускания самолета на посадке и выходе пассажиров запрещается одновременное нахождение в заднем вестибюле у входной двери более 6 чел. (включая служебный персонал), а на Ил-14Гр запрещается производить загрузку и выгрузку грузов без предварительной установки хвостовой штанги.

Достаточная устойчивость самолета на земле от опускания на хвост позволяет не придерживаться во время погрузки определенной последовательности в размещении пассажиров по рядам кресел, однако следует строго соблюдать определенную последовательность при загрузке и разгрузке багажных отделений, а именно: вначале следует загружать переднее багажное отделение и только после этого — заднее. На самолетах грузового варианта соответственно, сперва следует загружать передние отсеки кабины и после — задние.

Загрузку самолета рекомендуется производить последовательности:

- а) заправка самолета топливом и маслом;
- б) загрузка переднего багажника (передних отсеков кабины);

- в) загрузка заднего багажника (задних отсеков грузовой кабины);
- г) посадка пассажиров.

Аналогично этому разгрузку самолета рекомендуется выполнить в обратном порядке: выход пассажиров, разгрузка заднего багажника (задних отсеков грузовой кабины), переднего багажника (передних отсеков грузовой кабины).

При полетах самолета без пассажиров и груза (перегоночный вариант) в целях сохранения допустимых эксплуатационных центровок необходимо загружать заднее багажное отделение балластом: Ил-14П — 250—300 кг, Ил-14М — 500—550 кг.

Самолеты Ил-14Гр в перегоночном варианте (при отсутствии коммерческой загрузки) специального балласта не требуют. Центровка этих самолетов с различной заправкой бензобаков топливом от минимального до максимального (Количества при составе экипажа 4—5 чел. будет находиться в допустимом диапазоне.

**ВНИМАНИЕ!** 1. В целях обеспечения рекомендуемых эксплуатационных центровок и наиболее рационального использования заднего багажника при неполном числе пассажиров рекомендуется на самолетах Ил-14П оставлять свободными задние ряды кресел.

2. Переоборудованный самолет Ил-14П на 28 мест (передняя перегородка пассажирской кабины установлена у шпангоута 16) по условиям центровки допускает перевозку 28 пассажиров при одновременном наличии на борту не менее 270 кг груза (багажа), который должен быть размещен в переднем багажнике.

## **6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА**

Для определения центра тяжести (центровки) самолета существует большое количество методов, отличающихся друг от друга в основном лишь построением расчетных схем, точностью результатов и удобствам применения. Однако все методы основаны на расчете моментов веса грузов и конструкции относительно какой-либо выбранной координаты на самолете (например, носка фюзеляжа, начала САХ, точки расположения центра тяжести самолета на продольной оси, близкой к наиболее благоприятной

центровке и пр.) с последующим приведением результатов к центровке относительно САХ крыла.

В настоящем руководстве приведен и рекомендуется для использования один из графических методов, позволяющий без вычислений и расчетов определять центровку самолета (при любых вариантах загрузки с точностью до 0,2% САХ (см. центровочные графики на рис. 5—12).

Графики приложены в конце книги.

При пользовании графическим методом определения центра тяжести самолета следует иметь в виду, что каждый центровочный график рассчитан для определенной модификации самолета, и поэтому им можно пользоваться только для указанного на графике варианта модификации самолета.

Помимо центровочных графиков, в приложении 2 даны таблицы отдельных вариантов загрузки с указанием центровки самолета при взлете и с учетом выгорания топлива на посадке.

## **7.КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ И УКАЗАНИЯ ПО ПОЛЬЗОВАНИЮ ЦЕНТРОВОЧНЫМИ ГРАФИКАМИ**

В верхней части графика дана шкала исходных центровок снаряженного самолета в % САХ в зависимости от веса снаряженного самолета. В правой верхней части графика указывается вес пустого самолета и состав снаряжения.

В средней части графика даны шкалы для отдельных видов загрузки с их местоположением на самолете. Каждая шкала имеет определенную цифровую цену деления, указанную у стрелок, дающих направление отсчетов вправо или влево. Причем, для удобства отсчета цена деления у шкал разделена на промежуточные деления, которые являются частью единицы отсчета и служат для упрощения при пользовании центровочным графиком.

Так, например, все шкалы рядов пассажирских мест имеют, единицу отсчета 4 чел., которые в свою очередь разбиты на равномерные деления (за исключением отдельных шкал с небольшим влиянием веса пассажиров на график), соответствующие отсчету одного пассажира. Шкала деления топлива имеет единицу отсчета 500 кг, которая в свою очередь разбита на равномерные деления по 100 кг. Аналогично это выполнено на ряде других шкал, где в этом есть необходимость.

Шкалой «пассажиры 1—6 рядов» для самолетов в 24-местном варианте, «пассажиры 1—7 рядов» для самолетов «в 28-местном варианте, «пассажиры 1—8 рядов» для самолетов, переоборудованных на 32 места, и шкалой «пассажиры 1—9 рядов» для самолетов Ил-14М в 36-местном варианте можно пользоваться только при полном числе пассажиров. При этом отпадает необходимость производить отсчеты на других шкалах пассажирских рядов, ибо эта шкала является суммарной всех рядов кресел.

Нижняя часть графика показывает результаты центровки в процентах САХ в зависимости от полетного веса самолета.

Зона предельных центровок на графике ограничена линиями, значения которых соответствуют 13—18,6% САХ. При оборудовании самолета пружиной в системе руля высоты предельно задняя центровка увеличивается с 18,6 до 21,0% САХ.

Непосредственный подсчет центровки самолета по центровочному графику осуществляется следующим образом. Прежде всего следует определить и записать в правой верхней части графика вес и центровку снаряженного самолета без экипажа и отметить точкой в верхней средней части графика исходную центровку снаряженного самолета (соответственно весу снаряженного самолета). Из точки в верхней части графика центра тяжести снаряженного самолета опускается вертикаль на соответствующую горизонтальную загрузочную шкалу. Далее производится отсчет в направлении стрелки, и из конца данного отсчета опускается вертикаль на последующую шкалу. Так повторяется до самой нижней шкалы, из конца отсчета которой опускается вертикаль на нижнюю часть графика до пересечения с горизонталью, соответствующей полетному весу самолета.

Результат центровки в % САХ определяется точкой пересечения вертикали на нижней части графика с горизонталью данного полетного (взлетного) веса самолета.

В случае, если на данной шкале загрузка отсутствует, вертикаль следует вести до следующей шкалы, на которой предусматривается размещение груза. Так, например, при перегоночном варианте самолета Ил-14П или Ил-14М, когда коммерческая загрузка отсутствует, вертикаль из исходной точки следует вести до шкалы «груз в багажнике» (балласт).

В том случае, когда какая либо из загрузочных шкал не влияет на центровочный график, вертикальную линию следует вести до следующей шкалы, а загрузка по этой должна учитываться только в общем полетном весе самолета. Такой шкалой является «пассажиры 1 ряда» центровочных графиках Ил-14П и Ил-14М в 28-варианте.

#### Влияние веса снаряжения на центровку пустого самолета

Наименование снаряжения	Вес, кг	Где размещено снаряжение	Влияние на центровку пустого самолета	Изменение центровки в % САХ		
				Ил-14П	Ил-14М	Ил-14Гр
Масло	200	в баках и радиаторах	Смещает центровку вперед	0,3	0,2	0,4
Инструмент и бортсумка с документацией	10	в переднем служебном отсеке	"	0,1	0,1	0,1
Бортлестница и струбцина руля поворота	15	в заднем багажнике	Смещают центровку назад	0,3	0,3	—
Бортлестница, хв. штанга и струбцина руля поворота	25	в задней части кабины	"	—	—	0,5

#### Примеры по пользованию центровочными графиками

Решим ряд примеров: По самолету Ил-14М-28 (см. центровочный график рис. 9):

Примем следующие исходные данные для определения веса и центровки снаряженного самолета без экипажа

	Вес, кг	ц.т. в % САХ
Пустой самолет	12620	9,2



Снаряжение:		
Масло	200	-0,2
Бортлестница и струбцина руля поворота	15	+ 0,3
Инструмент и бортсумка с документами	10	-0,1
Итого снаряженный самолет без экипажа	12845	9,2

Отметим на верхней части графика точку *I* исходной центровки 9,2% САХ снаряженного самолета без экипажа для веса 12845 кг и далее решаем примеры в заданных вариантах.

а) Перегоночный (вариант: 500 кг балласта в заднем багажнике, 2600 кг топлива, 4 чел. экипаж (320 кг)).

Взлетный вес самолета в этом случае составляет 16265 кг. Решение примера производится, как показано на графике, идя от точки *I* до точки 8. Искомая центровка (см. точку 8) равна 17,4% САХ с выпущенным шасси.

(б) Вариант: 28 пассажиров (2100 кг), груз в переднем багажнике 400-кг, груз в заднем багажнике 160 кг, запас продуктов буфета 20 кг, бортпроводник 80 кг, экипаж 4 чел. (320 кг), топливо 1175 кг,-

Взлетный вес самолета при этом составляет 17100 кг. Решение (примера производится, как показано на графике, идя от точки *I* до точки *I4'*).

Искомая центровка (см. точку *I4'*) по графику равна 17,3% САХ с выпущенным шасси.

По самолету Ил-14П-32 (см. центровочный график на рис. 7). Вариант: 30 пассажиров (2250 кг), груз в переднем багажнике 450 кг, груз в заднем багажнике 150 кг, запас продуктов буфета 20 кг, бортпроводник 80 кг, экипаж 4 чел. (320 кг), топливо 1430 кг.

Для решения этого примера примем следующие весовые, центровочные данные пустого самолета и состав снаряжения:

	Вес, кг	ц.т. в о/о САХ
Вес пустого самолета	12500	13,4
Снаряжение: масло	200	-0,3
бортлестница и струбцина руля поворота	15	+ 0,3
инструмент и бортсумка с документами	10	-0,1
Итого: снаряженный самолет без экипажа	12725	13,3

Далее отметим на верхней части графика точку *I* исходной центровки 13,3% САХ снаряженного самолета без экипажа для веса 12725 кг.

Взлетный вес самолета в этом варианте загрузки составляет 17430 кг.

Решение примера производится, как показано на графике, идя (последовательно от точки *I* до точки 22. Искомая центровка при взлете (см. точку 22) равна 19,4% САХ с выпущенным шасси.

При количестве пассажиров 32 чел. для упрощения расчета достаточно было бы из точки опустить вертикаль до суммарной шкалы «Пассажиры 1—8 рядов» (точка 2'), после отложить вправо по горизонтали отрезок до точки 3' (величина отрезка 2'—3' является для данной шкалы графика суммарным значением 32-х пассажиров) и далее решать пример обычным способом.

**По самолету Ил-14Гр** (см. центровочный график на рис.12)

Исходные данные, принятые для определения веса и центровки снаряженного самолета при решении примера по Ил-14Гр, указаны непосредственно на графике 12 (вес снаряженного самолета 12530 кг, центровка 18,7% САХ с выпущенным шасси). Точка *I* показанная на верхней части графика, соответствует значению центровки снаряженного самолета без экипажа — 18,7% САХ.

Вариант: груз в отсеках	кг
I	300
II	300
III	500
IV	500
V	300
VI	150
VII	0
Итого:	2050 кг

Экипаж 4 чел. (320 кг), топливо 2600 кг.

Взлетный вес составляет 17500 кг.

Решение данного примера показано на графике 12. искомая центровка самолета при взлете (см. точку 18) по графику равна 19,8% САХ с выпущенным шасси.

Вариант: сосредоточенный груз весом 1000 кг, экипаж 4 чел. (320 кг), топливо 2000 кг. Взлетный вес самолета при этом будет составлять 15850 кг.

Размещаем груз так, чтобы его центр тяжести находился в средней части отсека III.

Решение данного (примера показано на графике 12). Искомая центровка самолета при взлете (см. точку 8') по графику равна 17,9% САХ с выпущенным шасси.

При помощи центровочного графика можно определять изменение центровки самолета от выгорания топлива в любой момент полета. Для этого достаточно сместить влево на шкале «Топливо» первоначальный отсчет топлива на величину израсходованного количества в полете и снова опустить вертикаль до пересечения с горизонталью нового полетного веса (с учетом выгорания топлива).

## 8. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДЛИНЫ РАЗБЕГА САМОЛЕТА

Длина разбега самолета находится при помощи номограмм, разработанных отдельно для случаев взлета с использованием номинального и взлетного режимов работы двигателей.

При разработке номограмм было принято:

1. Взлет — нормальный, без подрыва.
2. Закрылки в неотклоненном (убранном) положении,

### Описание номограммы

(номограммы приложены в конце книги)

Номограмма (см. рис. 13 и 14) состоит из графиков А и Б, определяющих длину разбега самолета  $L_{рм}$  в зависимости от температуры, давления наружного воздуха и взлетного веса самолета, и графиков В, Г, Д, учитывающих влияние ветра, уклона и характера поверхности ВПП на длину разбега.

На графике А нанесены шкала температур от  $-40$  до  $+50^{\circ}\text{C}$  и линии постоянного давления наружного воздуха от 460 до 780 мм рт. ст.

На графике Б нанесены линии полетного веса самолета от 14500 до 18000 кг и шкала длины разбега в метрах для ВПП с искусственным покрытием, без учета влияния ветра и уклона ВПП.

График В—учитывает влияние ветра, график Г — влияние уклона и график Д—влияние характера поверхности ВПП на длину разбега самолета.

## Примеры пользования номограммой

Пример1. Определить длину разбега самолета при взлете с полетным весом 17500 кг на номинальном режиме работы двигателей при следующих условиях:

температура наружного воздуха	+15°C,
давление наружного воздуха	760 мм рт. ст.,
скорость ветра	штиль,
уклон ВПП	0
характер поверхности ВПП	искусственное покрытие

Пользуясь номограммой на рис. 13, находим на горизонтальной шкале графика А значение температуры +15°C (точка 1).

Из точки 1 проводим прямую вертикальную линию пересечения с линией давления 760 мм рт. ст. (точки 2).

Из точки 2 проводим горизонтальную прямую вправо до пересечения с линией полетного веса 17500 кг на графике Б (точка 3). Вертикальная прямая, опущенная из точки 3 на горизонтальную шкалу графика Б, указывает длину разбега самолета при взлете с ВПП, имеющей искусственное покрытие, в штиль, равную 650 м (точка 4).

Тот же самый результат будет получен, если из точки 4 провести вертикальную прямую вниз до пересечения с линией ветра, равной 0 (на графике В точка 5), и далее из точки 5 провести горизонтальную прямую влево до пересечения с линией уклона на графике Г (линия уклона 0, точка 6), и, наконец, из точки 6 провести вертикаль вниз до пересечения со шкалой длины разбега (точка 7). Точка 7 дает то же значение длины разбега 650 м. Такое же значение показывает горизонталь 5—6, отсекая на вертикальной шкале графиков В и Г длину 650 м.

На данном примере, учитывая, что взлет производится при безветрии и ВПП не имеет уклона, точка 4 дает окончательное решение и выполнение операций для поиска точек 5, 6 и 7 — излишни.

В случае если взлет производился при этих же условиях с грунтовой полосы летного поля (прочный грунт  $\delta \approx 11 \text{ кг/см}^2$ ), для определения длины разбега следует, из точки 7 на графике Г провести вертикальную линию вниз до верхней горизонтальной линии на графике Д и затем провести наклонную линию до пересечения с нижней горизонталью этого графика (точка 8).

В данном случае длина разбега будет равна по грунту порядка 780 м.

При решении этого примера в случае взлета с использованием взлетного режима работы двигателей, пользуясь номограммой рис. 14, аналогично (получим длину разбега по бетону 550 м. Точка 4 на графике Б дает окончательный результат, и построение точек 5, 6, 7в этом случае делать не нужно.

Длину разбега по твердой грунтовой поверхности летного поля получим, если из точки 7 проведем вертикаль до верхней горизонтальной линии на графике Д и далее проведем наклонную линию до пересечения с горизонталью, соответствующей заданному состоянию грунта летного поля (точка 8). Длина разбега в этом случае составляет 600 м.

**Пример 2.** Определить длину разбега самолета при взлете с полетным весом 17500 кг на номинальном режиме работы двигателей при следующих условиях:

температура наружного воздуха	— 10°C
давление наружного воздуха	740 мм рт. ст.
составляющая скорость встречного ветра	6 м/сек
взлет на уклон	0,01

характер поверхности ВПП:

- а) искусственное покрытие
- б) грунтовая полоса.

**Решение:**

1. Пользуясь графиком рис. 13, аналогично примеру Г определяем точки 1' и 2' на графике А по заданным условиям.

2. Из точки 2' проводим горизонтальную линию вправо до пересечения с линией полетного веса 17500 кг на графике Б (точка 3').

3. Из точки 3' проводим (вертикаль вниз до пересечения с линией встречного ветра, равного 6 м/сек на графике S (точка 5'). Промежуточная точка 4', (пересекающая горизонтальную шкалу графика Б, указывает при этом на длину разбега самолета при взлете с ВПП, имеющей искусственное покрытие, без учета встречного ветра и уклона ВПП.

4. Из точки 5' проводим горизонталь влево до пересечения с линией уклона 0,01 на графике Г (точка 6')

5. Из точки  $6^1$  проводим вертикаль вниз до пересечения с результирующей шкалой длины разбега, учитывающей влияние ветра и уклона ВПП (точка  $7^1$ ). Искомая длина разбега по бетону при этом составляет 440 м, а по грунту (см. точку  $8^1$  на графике Д) — 465 м:

Промежуточные точка  $4^1$  и  $5^1$  в данном примере показывают, что если бы взлет происходил с ВПП без уклона и в штиль, длина разбега самолета составляла бы по бетону — 560 м (точка  $4^1$ ). Однако встречный ветер 6 м/сек уменьшил длину разбега до 420 м (точка  $5^1$ ), а уклон ВПП (взлет на уклон) увеличил длину разбега по бетону до ранее найденной величины 440 м.

## **9. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА И ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ ЭКИПАЖЕМ**

Для выполнения полета самолет должен передаваться экипажу полностью подготовленным, исправным и укомплектованном состоянии, заправленным ГСМ, жидкостью гидросистемы и водой санитарного узла, с прогретыми и опробованными двигателями, на борту самолета должны быть формуляры и журнал приема-передачи. Разрешается выпускать самолет в полет только при условии:

—выполнения всех работ по планеру, двигателям и оборудованию в объеме, предусмотренном регламента технического обслуживания самолета;

—самолет, двигатели и их оборудование имеют достаточный ресурс для выполнения рейса в соответствии изданием;

—устранения всех дефектов материальной части, выявленных экипажем в предыдущем рейсе, а также обнаруженных при осмотре самолета после последнего приема из рейса;

—самолет осмотрен начальником, мастером смены или другим должностным лицом ЛЭРМ (ИАС аэропорта или авиаподразделения), принят лицом, осуществляющим контроль за техническим обслуживанием, и признан готовым и годным к полету;

—самолет осмотрен и принят экипажем.

При несоблюдении указанных требований вылет самолета запрещается.

## Предполетный осмотр самолета бортмехаником

### *Предварительные работы*

1. Проверить, имеются ли противопожарные средства около-самолета, установлены ли колодки под колеса шасси и заземлен ли самолет.

2. В зимнее время проверить, нет ли снега, льда и инея на поверхности самолета, на окнах пилотской и пассажирской (грузовой) кабин, астролоке и блистерах (на самолетах, имеющих блистеры); очищены ли от льда узлы управления и навески рулей, элеронов, закрылков и триммеров; удален ли снег или лед с воздухоприемников противообледенительной системы и обогрева кабин, с наружных антенн, приемников воздушных давлений и с других выступающих частей конструкции самолета.

3. Получить в ПДО формуляры и журнал приема-передачи. (В случае отсутствия бортмеханика в экипаже техдокументацию на самолет доставляет технический состав). Ознакомиться с записями в бортжурнале о неисправностях, имевших место на данном самолете в предыдущих рейсах, отмеченных экипажем, и с записями об устранении этих неисправностей, и при осмотре самолета, в случае сомнений в качестве работ, произвести соответствующую проверку.

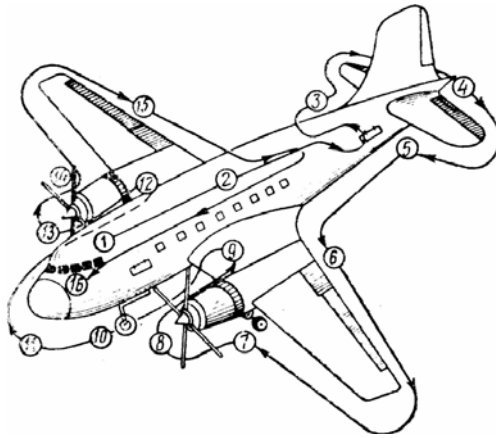
### *Осмотр винтомоторных установок и планера*

Осмотр и проверку самолета рекомендуется производить в определенной последовательности. Это способствует качеству, экономии времени и упрощению выполнения операций при осмотре.

На рис. 15 показана примерная схема маршрута при осмотре.

### *Пассажирская (грузовая) кабина, багажники и туалетная*

4. Убедиться в отсутствии посторонних предметов в пассажирской кабине, багажниках и туалетной. Осмотреть окна, аварийные выходы и двери, нет ли повреждений. Убедиться, что аварийные выходы закрыты на замки и законтрены.



*Рис. 15. Маршрут осмотра самолета:*

1 — служебная кабина (проверка документации); 2 — пассажирская (грузовая) кабина, багажники, туалетная, хвостовой отсек; 3 — правая сторона фюзеляжа; 4 — хвостовое оперение; 5 — левая сторона фюзеляжа; 6 — левая нижняя часть крыла и центроплана; 7 — левая установка шасси; 8 — левая ВМУ; 9 — левая верхняя часть крыла и центроплана; 10 — передняя установка шасси; 11 — носовая часть фюзеляжа; 12 — правая верхняя часть крыла и центроплана; 13 — правая ВМУ; 14 — правая установка шасси; 15 — правая нижняя часть крыла и центроплана; 16 — служебный отсек и кабины экипажа.

Убедиться в наличии на борту необходимых привязных и крепежных приспособлений для крепления грузов в грузовых самолетах).

1 При отсутствии бортпроводника убедиться в чистоте пассажирской кабины, туалетной комнаты, а также убедиться в нормальной заправке водой бачков умывальника и унитаза.

Принять на борт достаточный запас питьевой воды и бачка (термосов) буфета.



### *Хвостовой отсек фюзеляжа*

6. Осмотреть отсек, нет ли повреждений, посторонних предметов и скопления воды или снега.

### *Правая сторона фюзеляжа*

7. Осмотреть обшивку, нет ли наружных повреждений. Проверить, закрыт ли люк унитаза, люк зарядки воздухом и водой туалетной и лючки кассет парашютных ракет.

### *Хвостовое оперение*

8. Осмотреть стабилизатор, киль, рули и триммеры, нет ли наружных повреждений, стоят ли триммеры нейтрально, цел ли колпачок хвостового огня.

При скорости ветра на аэродроме 18 м/сек и более в процессе приемки самолета от технического состава убедиться, что руль поворота законтрен струбциной.

Бели руль поворота не будет законтрен струбциной, техник, обслуживающий самолет, обязан осмотреть управление рулем и записать в наряд на техническое обслуживание, что управление рулем поворота осмотрено и оно мал равно.

### *Левая сторона фюзеляжа*

9. Осмотреть обшивку и загрузочные люки багажников (она грузовых самолетов — грузовую дверь), нет ли повреждений.

### *Левая нижняя часть крыла и центроплана*

10. Осмотреть выводы дренажных трубок бензобаков, убедиться в отсутствии их повреждений и загрязнений и в снятии пробок с дренажных трубок. Убедиться в снятии заглушек с выхлопных труб и патрубков противообледенительной системы.

Осмотреть обшивку, переднюю кромку крыла, закрылок и элерон, нет ли наружных повреждений. Удостовериться в надежности закрытия крышек смотровых лючков и в целости посадочной фары.

Проверить предъявленный технической бригадой отстой, слитый из бензобаков. Убедиться, что сливные краны закрыты и законтрены.

### *Воздушный винт левого двигателя*

11. Осмотреть воздушный винт и отоплитель, нет ли к наружных повреждений.

### *Капоты левого двигателя*

12. Проверить (при снятом чехле), нет ли течи масла бензина из-под капотов, правильно ли закрыты замки капотов.

### *Левая установка шасси отсек*

13. Убедиться в отсутствии наружных повреждений колес и покрышек и в случае сомнений в правильности зарядки пневматикой колес (по обжатию) проверить давление в пневматиках.

14. Осмотреть амортистойку, нет ли течи жидкости из-под уплотнений поршня, зарядных штуцеров, шлангов и трубопроводов тормозной системы. Убедиться в правильности зарядки амортистойки по ее осадке. 14. Убедиться в отсутствии следов течи бензина, масла и АМГ-10 на обшивке створок шасси. Открыть створки шасси, осмотреть агрегаты и трубопроводы систем, убедиться в отсутствии течи, а также в отсутствии загрязнений замков шасси. Закрыть створки шасси.

### *Левая верхняя часть крыла центроплана*

15. Осмотреть обшивку и обтекатели выхлопных труб, убедиться в отсутствии наружных повреждений. Проверить, плотно ли закрыты все лючки. Проверить по мерной линейке, предъявленной техсоставом, количество масла в баке. Убедиться в правильности закрытия крышки заливной горловины маслобака и контровки винта заливной горловины с мерной линейкой.

Убедиться в правильности закрытия заливных горловины бензобаков и их контровки.

**Примечание.** Закрытие заливных горловин и их контровка осуществляется технической бригадой.

### *Передняя установка шасси и отсек*

16. Убедиться в отсутствии наружных повреждений колеса и покрышки, а случае сомнений в правильности зарядки пневматика (по его обжатию) проверить давление в пневматике.

Осмотреть амортистойку, нет ли течи жидкости из-под уплотнений поршня и зарядных штуцеров. Убедиться в правильности зарядки амортистойки по ее осадке, а демпферов по контрольным штырям.

17. Открыть задние створки, осмотреть агрегаты, трубопроводы и шланги, нет ли течи из соединений гидросистемы. Убедиться в отсутствии загрязнений замков переднего шасси. Закрыть створки.

### *Носовая часть фюзеляжа*

18. Осмотреть обшивку и стекла рулежных фар, нет ли наружных повреждений, закрыт ли носовой люк.

Проверить, закрыты ли смотровые люки.

### *Правая верхняя часть крыла, правая ВМУ, правая установка шасси, правая нижняя часть крыла и центроплана*

Проверку производить в объеме, указанном для соответствующих левых частей.

### *Служебный отсек и кабины экипажа*

19. Осмотреть астролюк, убедиться в надежности его закрытия замками.

20. Убедиться в правильности установки рукоятки распределительного крана противопожарной системы, который всегда должен находиться в положении «на правый двигатель». Проверить по манометрам давление в огнетушителях ОС-8.

21. Убедиться по меткам на трафарете масломерного стекла гидробака, что уровень жидкости в баке находится в необходимых пределах в соответствие с окружающей температурой и давлением в системе.

22. Дать наземному составу указание подключить к электросети самолета аэродромный источник электроэнергии.

Напряжение в бортсети от аэродромного питания при включенной нагрузке 12 а должно быть: в случае применения в качестве аэродромного источника электроэнергии аккумуляторов — не ниже 24 в, в случае применения мотор-генераторного агрегата — не ниже 27,5 в.

23. Поочередным кратковременным включением (при снятых чехлах ВМУ) проверить действие электромеханизмов: юбок капотов, створок маслорадиаторов, пылефильтров, подкачивающих бензонасосов (БЦН), заслонок противообледенительной и отопительной систем, а также проверить работу электрообогревателей туалета и кабины пилотов, электровентиляторов экипажа и электрообогрева лобовых стекол,

24. Перед ночным полетом кратковременным включением проверить исправность освещения приборов, оборудования, кабин и моторных установок, исправность рулежных и посадочных фар и аэронавигационных огней. Проверить, есть ли на борту сигнальные ракеты, сигнальный пистолет и переносная лампа.

25. Включить питание электроприборов выключателем на электрощитке пилотов и убедиться в исправности действия приборов. Убедиться в исправности обогрева приемников ПВД и ТП-156.

26. Проверить по указателям бензиномеров и масломеров количество заправленного топлива и масла. Сличить показания масломеров с данными, полученными при проверке количества масла в баках мерными линейками, и показания топливомеров с фактической заправкой топливозаправщиком. При этом убедиться, что количество топлива и масла соответствует полетному заданию.

27. Нажатием кнопки проверки пожарной сигнализации убедиться в ее исправности.

28. Расстопорить рули и элероны. Проверить действие рулей, элеронов и триммеров руля высоты, нет ли заеданий и тугого хода, а также убедиться в правильности отклонения рулей и элеронов. Проверить сигнализацию триммеров рулей и элерона при нейтральном положении триммеров.

29. Нажать на тормозные педали и убедиться, что давление в тормозах в пределах установленных норм.

30. Проверить состояние лобовых и боковых стекол. Кратковременным включением проверить работу обоих стеклоочистителей (3—5 взмахов резиновых щеток),

31. В случае если самолет оборудован кислородной системой:

- проверить зарядку кислородом бортовых и переносных баллонов и при необходимости дозарядить их до давления  $30 \text{ кг/см}^2$ ;
  - убедиться в работоспособности комплектов КП-24 и КП-32;
  - проверить комплектность и исправность кислородных масок.
32. После окончания осмотра самолета и устранения обнаруженных неисправностей оформить приемку самолета от технической бригады, подготовить к запуску, запустить и опробовать двигатели.

**Примечания:** 1. Приемку самолета производить только после полного окончания технического обслуживания и подписания карты-наряда инженером (начальником смены), выпускающим самолет.

2. Подготовка двигателей к запуску (подогрев двигателей, маслорадиаторов и маслобаков) в начале летного дня производится АТБ (НАС аэропорта, авиаподразделения). Экипажем проверяется работа двигателей лишь перед вырубанием самолета на старт.

33. Перед запуском двигателей проверить надежность закрытия люков багажников и входной двери.

### **Предполетный осмотр самолета вторым пилотом**

1. Осмотреть свое рабочее место. Подогнать правое сиденье и педали по своему росту.

2. Проверить тормозную систему, предварительно опустив рычаг стояночного тормоза и убедившись в наличии колодок под колесами. После проверки тормозной системы рычаг стояночного тормоза поднять.

3. Опробовать рули и элероны. Установить триммеры в нейтральное положение на «0».

4. Проверить по внешнему виду общее состояние всех приборов, расположенных на приборной доске, и по положению стрелок убедиться в правильности их исходных показаний.

5. Установить стрелки высотомеров на «0» и сверить показания давления на шкале приборов с действительным атмосферным давлением на аэродроме. Разница в показаниях не должна превышать  $\pm 1,5 \text{ мм рт. ст.}$  Убедиться, что стрелки вариометров стоят на «0».

6. При отсутствии в составе экипажа штурмана: а) проверить, заведены ли бортовые часы и совпадают ли их показания с диспетчерскими часами. Сверить показания личных часов всех членов экипажа;

б) проверить наличие и срок годности графиков поправок на указатели скорости, высотомеры и девиацию компасов;

в) совместно с командиром корабля или по его указанию при включенном аэродромном питании проверить качество работы навигационного оборудования:

— включить дистанционный магнитный компас ДГМК или ГИК через 2—3 мин. после включения компаса нажать на кнопку быстрого согласования ДГМК (ГИК) и убедиться, что показания его шкалы соответствуют курсу магнитного компаса;

— включить авиагоризонты АГК-47Б и гиropolукомпасы ГПК-48. Установить шкалу каждого. ГПК по показаниям ДГМК (ГИК);

г) совместно с бортрадистом:

— настроить радиокompасы АРК-5 — первый комплект на ДПРМ, второй комплект на БПРМ и убедиться, что частоты на шкале настройки и курсовые углы на радиокompасах соответствуют частоте радиостанций и курсовым углам на них;

— включить и проверить работу радиовысотомера РВ-2 и убедиться, что стрелки указателя ПРВ-б высотомера находятся на нулевом делении.

10. В случае отсутствия в составе экипажа бортмеханика второй пилот дополнительно выполняет следующие работы:

а) знакомится с записями в бортжурнале о неисправностях, имевших место на данном самолете в предыдущих рейсах, отмеченных экипажем, и с записями об устранении этих неисправностей;

б) проводит внешний осмотр самолета, нет ли наружных повреждений и закрыты ли все лючки. В зимнее время проверяет, нет ли снега или инея на поверхности самолета;

в) осматривает капоты двигателей и воздушные винты, нет ли наружных повреждений, течи масла и бензина из-под капотов, правильно ли закрыты замки капотов. Осматривает, сняты ли заглушки с выхлопных труб, и патрубков противообледенительной системы;

г) осматривает амортистойки шасси, нет ли течи жидкости из-под уплотнений поршня, зарядных штуцеров, шлангов и трубопроводов тормозной системы, а также проверяет правильность зарядки амортистоек по просадке и обращает внимание на отсутствие следов течи бензина, масла и жидкости гидросистемы на обшивке створок шасси ;

д) осматривает колеса шасси, нет ли наружных повреждений и правильно ли заряжены пневматики колес (по обжатию);

е) осматривает пассажирскую кабину, багажники, туалетную и хвостовой отсек, нет ли посторонних предметов, закрыты ли аварийные выходы на замки;

ж) проверяет надежность закрытия астролюка замками. По меткам на трафарете масломерного стекла гидробака контролирует уровень жидкости в баке. Проверяет правильность установки рукоятки распределительного крана (противопожарной системы (на правый двигатель) и давление в огнетушителях ОС-8;

з) проверяет по мерной линейке, предъявленной техсоставом, количество масла в каждом маслобаке и сличает с показаниями указателей масломеров. Проверяет по указателям бензиномеров количество заправленного топлива и контролирует с фактической заправкой по данным топливозаправщика. Контролирует правильность закрытия и копировки крышек заливных горловин бензо и маслобаков;

и) дает наземному составу указание о подключении к электросети самолета аэродромного (источника электроэнергии). Проверяет совместно с бортрадистом напряжение в бортсети самолета;

к) поочередным кратковременным включением (при снятых чехлах ВМУ) проверяет действие электромеханизмов: створок капотов, маслорадиаторов, пылефильтров, бензоподкачивающих насосов (БЦН), заслонок противообледенительной системы и отопления, а также проверяет работу электрообогревателей кабины экипажа и туалетной комнаты и электрообогрева лобовых стекол;

л) перед ночным полетом кратковременным включением проверяет исправность арматуры освещения приборов, оборудования, кабин и моторных установок, рулежных и посадочных фар и аэронавигационных огней. Проверяет, есть ли на борту самолета сигнальные ракеты, сигнальный пистолет и переносная лампа;

м) включает питание электроприборов и проверяет их работу. Проверяет исправность электрообогрева приемников ПВД и ТП-156;

н) если самолет оборудован кислородной системой, проверяет зарядку кислородом бортовых и переносных баллонов, проверяет работу комплектов КП-32 (КП-24), комплектность и исправность кислородных масок;

о) при скорости ветра на аэродроме 18 м/сек и более, в процессе приемки самолета от технического состава, (проверяет, законтрен ли руль поворота струбциной;

п) после окончания осмотра самолета экипажем и устранения обнаруженных неисправностей оформляет приемку самолета от технического состава.

#### *Обязанности второго пилота при загрузке самолета*

Второй пилот принимает коммерческий груз, следит за загрузкой, размещением и креплением груза в самолете и если нет бортпроводника следит за размещением пассажиров. После окончания загрузки проверяет закрытие люков багажников, проверяет центровку и взлетный вес самолета.

#### *Предполетный осмотр самолета бортрадистом*

1. Произвести внешний осмотр спецоборудования самолета и убедиться, что:

а) антенные устройства исправны;

б) кожухи и передние панели радиоаппаратуры» щитков и пультов управления не имеют повреждений, их крепление надежно, контрольные приборы целы и их стрелки установлены на механический нуль, приводы дистанционного управления работают легко;

в) антенная проводка правильно и надежно подключена к проходным изоляторам и аппаратуре;

г) имеются в наличии запломбированный ящик с запасным радиоимуществом, а также таблицы настройки передатчиков связной и командной радиостанции;

д) часы в кабине радиста заведены;

е) укомплектован запас электроламп и предохранителей.

2. Включением бортовых аккумуляторов проверить напряжение сети при общей нагрузке в электросети, равной 12 а. Напряжение должно быть не ниже 24 в.

3. Проверить цепь аварийного выключения аккумуляторных батарей с помощью выключателя, расположенного на правом электрощитке пилота под красным колпачком. В положении «выключено» должны выключаться все электропотребители (приборы и лампы сигнализации).



4. При работающих двигателях проверить по бортовому вольтметру величину напряжения каждого генератора. При параллельно работающих генераторах напряжение в (бортовой юсти самолета должно быть в пределах 27,5—28,5 в,

5. В присутствии радиотехника при работающих двигателях (проверить работу радиооборудования. Проверить работу связной и командной радиостанций при наличии электролебедки — работу выпускной антенны, убедившись в хорошем качестве приема и прослушивания своей работы.

6. Совместно с вторым пилотом (командиром корабля или штурманом) включить и настроить радиокомпасы АРК-5, а также выключить и проверить работу высотомера РВ-2.

7. Проверить наличие бортовой документации — разрешение на эксплуатацию радиостанций и формуляры на спецоборудование.

### **Предполетный осмотр самолета штурманом**

1. Произвести внешний осмотр всех навигационных приборов, радионавигационного оборудования и штурманского снаряжения в кабинах, нет ли наружных повреждений. Убедиться в целостности остекления навигационных приборов и в исправном состоянии их шкал.

Проверить щитки, кожухи, панели навигационного оборудования, навигационной радиоаппаратуры и механизмы их дистанционного управления. Убедиться в легкости и плавности вращения ручек настройки и в плавности хода механизма дистанционного управления радиокомпасов.

2. Проверить:

— заведены ли бортовые часы и совпадают ли их показания с личными часами, установленными по диспетчерским часам. Сверить показания личных часов всех членов экипажа;

— наличие и срок годности графиков поправок на указатели скорости, высотомеры и девиацию компасов КИ-11 (КИ-12) и ДГМК-3 (ГИК-1 или ДГМК-5). Убедиться в наличии запасного комплекта предохранителей.

3. При включенном аэродромном питании или при работающих двигателях проверить качество работы все пилотажно-навигационного оборудования:

— включить дистанционный магнитный компас ДГМК-3 (ГИК-1) или ДГМК-5. Через 2—3 мин. после включения компаса -

нажать на кнопку быстрого согласования ДГМК (ГИК-1) и убедиться, что показания его шкалы соответствуют курсу магнитного компаса КИ-11 (12).

Если на самолете установлены навигационный индикатор НИ-50 БМ и астрокомпас АК-53П, проверить их работу;

— включить авиагоризонты АГК-47Б и гиropолукомпасы ГПК-48, установить шкалу каждого ГПК-48 по показаниям ДГМК-3 (ГИК-1) или ДГМК-5;

— включить и настроить совместно с бортрадистом радиоконпасы АРК-5 — первый комплект (левый щиток управления и верхний указатель) на ДПРМ, второй комплект (правый щиток и нижний указатель) на БПРМ. убедиться, что частоты на шкале настройки и курсовые углы на радиоконпасах соответствуют частоте радиостанций и курсовым углам на них;

— включить и проверить совместно с бортрадистом работу высотомера РВ-2 и убедиться, что стрелка указателя ПРВ-46 радиовысотомера находится на нулевом делении;

— проверить исправность освещения кабин и подсвета навигационных приборов.

### **Предполетная подготовка самолета борпроводником**

1. Осмотреть пассажирскую кабину и отсек буфета, убедиться в отсутствии посторонних предметов.

2. Проверить чистоту обивки кабины, декоративной обивки кресел, предохранительных чехлов на креслах (если последние имеются на креслах), убедиться в наличии наголовников на креслах и привязных ремней.

3. Проверить чистоту занавесок и багажных полок. Убедиться, в наличии детской люльки и чистого белья, а также в наличии переносных столиков для пассажиров.

4. Проверить чистоту междукресельных ковров и дорожек и их крепление. Убедиться в чистоте пепельниц.

5. Осмотреть туалетную и убедиться в чистоте умывальника и унитаза. Проверить работу крана умывальника и системы смыва унитаза. Убедиться в наличии бумажных салфеток, щеток для чистки одежды и обуви, мыла и чистого полотенца (или укомплектовать туалетную этими предметами), а также убедиться в наличии достаточного количества воды в бачке умывальника и химической жидкости в бачке для смыва унитаза. Убедиться в

отсутствии неприятных запахов в туалетной и что мусоросборник туалетной очищен,

6. Удостовериться в наличии необходимых медикаментов в аптечке.

7. Принять (доставить) на борт самолета контейнеры-чемоданы с запасом продуктов буфета, сервировкой и напитками (если для данного рейса это предусмотрено), питьевую воду и бытовое имущество для обслуживания пассажиров, разместив и закрепив указанное в соответствующих местах буфета (отсеке буфета).

8. В зимнее время убедиться, что пассажирская и пилотская кабины подогреты до плюс 15—20°С а в летнее время охлаждены.

9. При (подключении к самолету аэродромного источника литания проверить совместно с бортмехаником (или вторым пилотом) исправность освещения пассажирской кабины, туалетной комнаты и отсека буфета, а также исправность сигнализации вызова бортпроводника (на самолетах, где имеется щиток вызова бортпроводника).

10. По прибытии командира корабля доложить ему о готовности самолета к приему пассажиров и получить соответствующий инструктаж по предстоящему рейсу для информации пассажиров.

11. По прибытии к самолету пассажиров встретить их у входной двери, разместить по своим местам и по желанию пассажиров принять от них верхнюю одежду и разместить в гардеробе.

12. Перед вырубиванием самолета ид старт информировать пассажиров о предстоящем рейсе, предупредить их о необходимости застегнуть привязные ремни перед взлетом, о запрещении курить в полете.

Доложить командиру корабля, что пассажиры находятся на своих местах с застегнутыми привязными ремнями.

### **Предполетный осмотр самолета командиром корабля**

По прибытии на самолет командир корабля принимает доклады от всех членов экипажа — бортмеханика (если последний имеется в составе экипажа), второго пилота, бортрадиста, штурмана и бортпроводника о готовности самолета к вылету, а затем лично, в порядке взаимопроверки и контроля, осматривает самолет.

**Силовые установки.** Убедиться, что передняя часть двигателей, капоты и лопасти винтов не имеют повреждений и замки капотов закрыты. Проверить, нет ли потеков бензина и масла из-под капотов.

**Основные установки шасси.** Осмотром общего состояния убедиться, что пневматики заряжены воздухом нормально (по обжатию), покрышки не имеют наружных повреждений и сдвига относительно барабанов колес (по меткам), шланги и трубки тормозной системы на стойках и колесах не имеют потеков, амортизационные стойки имеют нормальную осадку (по указателям) и герметичны.

**Передняя установка шасси.** Осмотром общего состояния убедиться, что пневматик заряжен воздухом нормально (по обжатию), покрышка не имеет наружных повреждений, амортизационная стойка имеет нормальную осадку и герметична.

**Планер.** Осмотром общего состояния крыла, фюзеляжа и оперения убедиться, что обшивка и зализы не имеют повреждений, люки и смотровые лючки на обшивке закрыты, струбцина с руля поворота, а также чехлы с приемников воздушного давления сняты. Зимой убедиться, что с поверхности самолета и с воздухозаборников удалены снег, лед и иней.

**Предупреждение.** При ветре более 18 м/с струбцина с руля Поворота должна сниматься после выруливания самолета на старт.

**Пассажирская кабина и багажники.** Убедиться, что размещение пассажиров, груза и багажа соответствует допустимой центровке, грузы надежно закреплены.

#### **Кабина экипажа и служебный отсек:**

— осмотреть кабину и убедиться, что стекла окон чистые и не имеют повреждений;

— осмотреть свое рабочее место. Подогнать сиденье и педали по своему росту;

— проверить правильность исходных показаний приборов, расположенных на приборной доске пилотов и левом пульте;

— проверить общее состояние всех приборов и по положению стрелок убедиться в их исправности. Установить стрелки высотомеров БД-10 на нуль и сличить показания давления на шкале прибора с действительным на аэродроме. Разница в показаниях не должна превышать  $\pm 1,5$  мм рт. ст. при температурах  $-15$  —  $+35$  °С, а при других температурах  $\pm 2,5$  мм рт. ст.;

— проверить положение кранов «Статика» и «Динамика» в системе питания высотомеров и указателей скорости. Оба крана должны быть включены на основную магистраль питания приборов, т. е. индексы ручек должны стоять против надписей «ПВД». Правильность положения каждой ручки фиксируется защелкой крана и ограничителями хода ручки;

— убедиться в исправности сигнализации шасси;

— убедившись в наличии колодок под колесами основного шасси, отпустить рычаг стопорения рулей и стояночного тормоза. Проверить соответствие отклонения рулей и элеронов отклонению штурвала и педалей. Проверить нулевое положение триммеров по сигнальным лампочкам, и механическому указателю.

Провести предполетную информацию, включая контрольный опрос членов экипажа по предписанным РЛЭ действиям при одном из следующих, наиболее опасных для взлета отказов авиатехники (поочередно):

— пожар на двигателе;

— отказ одного из двигателей на взлете.

Принять доклады членов экипажа о готовности к запуску двигателей.

В экипаже без бортмеханика подготовить к запуску и запустить двигатели.

## **10. ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНЫЕ РАБОТЫ ЭКИПАЖА ПЕРЕД ВЫРУЛИВАНИЕМ САМОЛЕТА НА СТАРТ**

На стоянке при работающих двигателях произвести проверку готовности самолета к выруливанию на старт:

1. Проверить наличие на борту самолета полетного задания, бланка прогноза погоды, сопроводительных ведомостей на загрузку, карт и схем пробивания облачности, формуляров и другой необходимой документации.

2. Проверить, вынуты ли штыри шасси, подушки из туннелей маслорадиаторов и заглушки из воздухозаборников, а также сняты чехлы с приемников ПВД и ТП-156.

3. Убедиться, что автоматы защиты (АЗС) в кабине пилотов и ЦРЩ радиста установлены в положение «Включено» (подняты вверх).

4. Проверить по манометрам давление в гидросистеме общей сети и тормозов и уровень жидкости в баке гидросистемы.

5. Убедиться, что автопилот выключен, механический указатель положения передней ноги шасси полностью выдвинут вверх, горят одна зеленая лампочка сигнализации передней ноги и по две зеленых лампочки правой и левой ног шасси, кран аварийного выпуска передней ноги закрыт, кран стравливания азотной аварийной сети передней ноги (на самолетах, где имеется этот кран) закрыт и ручка, крана переключателя ручного насоса установлена в положение «Нормальная сеть».

6. Убедиться, что зарядка азотного баллона (баллонов) аварийного выпуска передней ноги шасси и аварийного торможения в пределах нормы.

7. Проверить по указателям бензиномеров и масломеров количество топлива и масла в баках, убедиться, что соединительный бензокран закрыт.

8. Выключить преобразователи. Включить ДГМК-3, ГИК-1, ПСП, ГПК и авиагоризонты (разарретировать гиросприборы).

9. Выключить радиокompасы АРК-5 и проверить настройку на дальнюю и ближнюю приводные радиостанции, после чего выключить.

10. Проверить электрический нуль стрелки ПСП, установить стрелки барометрических высотомеров на нуль (сличить давление).

11. Нажать кнопку согласования ДГМК-3 (ГИК-1).

12. Проверить правильность действия органов управления, установить триммеры в нейтральное (нулевое) положение, убедиться, что струбцина руля поворота снята.

**Примечание.** В случае ветра на аэродроме 18 м/сек и более струбцина руля поворота снимается на исполнительном старте, указанная проверка выполняется после выруливания самолета на исполнительный старт.

13. Установить код опознавания.

14. Убедиться в нормальных показаниях приборов контролирующей работу двигателей.

15. Убедиться в надежности закрытия замков дверей и люков багажников.

Контроль за выполнением основных операций по готовности самолета к выруливанию на старт осуществляется экипажем по соответствующему разделу контрольной карты обязательных проверок самолета Ил-14 перед взлетом и посадкой.



## Глава III

### ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

#### 1. РУЛЕНИЕ

1. Руление на старт производится после проверки экипажем готовности самолета к выруливанию по соответствующему разделу карты обязательных контрольных проверок и получения разрешения на выруливание.

2. При рулении по ВПП и РД с искусственным твердым покрытием самолет страгивается с места при работе двигателей на оборотах порядка 1000 об/мин. После страгивания с места самолет рулит со скоростью 10 км/час при оборотах двигателей 800—850 об/мин.

3. Руление по грунту производится на несколько больших оборотах двигателей, чем по бетону или другому искусственному покрытию, и зависит от состояния покрова РД.

4. Проходимость самолета достаточна для руления по мягкому или песчаному грунту, а в зимнее время — по укатанному снежному покрову.

5. Если самолет не в состоянии рулить на оборотах двигателей около 2200 об/мин или не страгивается с места стоянки на оборотах двигателей 2300—2400 об/мин, руление не разрешается. Попытки руления в подобных случаях могут привести к перегреву двигателей, выходу из строя передней установки шасси и к другим повреждениям конструкции.

6. Во избежания переохлаждения цилиндров передней звезды во время руления прогрев двигателей перед выруливанием рекомендуется производить до температуры головок цилиндров



№ 2 или № 5, равной 150—170°С. Выруливать разрешается и при более низкой температуре головою цилиндров, но не ниже 120°С.

7. При выруливании на старт в промежуточных аэропортах (когда проба двигателей производится на предварительном старте) руление можно начинать по достижении температуры наименее нагретых головок цилиндров № 2 или № 5 80—100°С, но не раньше как через 2 мин. после запуска и, если во время руления не понадобится увеличивать число оборотов более 1500 об/мин.

Если при рулении потребуется увеличивать обороты более 1500 об/мин, то перед выруливанием прогреть двигатели до 120°С.

8. Руление на режимах до 1000 — 1100 об/мин производить при полностью открытых юбках капотов летом и зимой до температуры минус 15°С. При температуре ниже минус 15°С разрешается на рулении закрывать юбки капотов наполовину.

При рулении на 1500—1700 об/мин зимой при любой отрицательной температуре также разрешается юбки капотов закрывать наполовину,

9. Во всех случаях повышения температуры головок цилиндров № 2 или № 5 выше 160°С юбки капотов открывать полностью.

10. Если в результате руления температура головок цилиндров передней звезды понизится ниже 120°С, следует на предварительном старте прогреть двигатели на 1500 об/мин при температуре головок цилиндров ниже 100°С и на 1700 об/мин — при температуре головок цилиндров выше 100°С. Зимой прогрев двигателей на 1500—1700 об/мин следует производить при полузакрытых юбках капотов.

11. При рулении по прямой следует обоим двигателям устанавливать одинаковые обороты и легким нажимом на тормозные педали выдерживать направление движения. На разворотах необходимо пользоваться как торможением колес шасси, так и изменением мощности двигателей.

12. Руление по обледеневшему аэродрому следует выполнять на скорости, не превышающей 5—6 км/час при повышенной осмотрительности со стороны экипажа, Недостаточное сцепление авиашин с поверхностью ВПП и РД в этих случаях снижает эффективность торможения, создает условия к «юзу» колес, вследствие чего резко снижается маневренность самолета. Кроме того, возможны неожиданные, произвольные развороты самолета при попадании одной из пар заторможенных колес свободную ото льда поверхность.

13. Ночью рулить следует с включенными бортовыми навигационными огнями и рулежными фарами. В случае необходимости разрешается кратковременно включать посадочные фары. Срок горения рулежных фар не ограничен. Максимальная продолжительность непрерывного горения посадочных фар составляет 5 мин., однако в целях повышения эксплуатационной надежности ламп фар рекомендуется включать эти фары более чем на 2 мин.

14. Руление самолета не представляет затруднений; эффективная система торможения колес в сочетании с использованием различной мощности двигателей обеспечивает хорошую маневренность самолета и выдерживание его в прямолинейном движении. При сильном, и особенно, порывистом ветре, из-за возникновения больших аэродинамических моментов, разворачивающих самолет против ветра, руление затруднено. При скорости ветра от 10 до 18 м/сек для облегчения руления разрешается включать рулевые машинки автопилота и удерживать педалями руль поворота в нейтральном положении. При скорости ветра свыше 18 м/сек руление самолета вплоть до исполнительного старта, производить с установленной струбциной на руле поворота.

**ВНИМАНИЕ!** 1. Система торможения колес шасси исключает возможность пользоваться тормозами одновременно правому и левому пилотам. Золотники гидрпереключателей в этом случае могут занять нейтральное положение, и торможение будет нарушено. Не рекомендуется непрерывное нажатие на тормозные педали во избежание перегрева тормозных устройств колес.

2. Запрещается разворачиваться на полностью заторможенной паре колес, что приводит к порче авиашин и вызвать деформацию и поломку элементов конструкции шасси.

При рулении самолета по вязкому грунту на повышенных оборотах двигателей, продолжительном рулении, в случаях руления при повышенной температуре наружного воздуха (+30°C и выше) следует особенно тщательно следить за температурным режимом двигателей, не допуская их перегрева.

4. Во избежание нагружения и застревания переднего колеса шасси в мягком грунте (рыхлый некатанный снег) руление в

подобных случаях (в пределах проходимости самолета) рекомендуется производить с задней эксплуатационной центровкой.

5. Руление самолета с одним работающим двигателем невозможно, и делать попытки рулить в этом случае не разрешается.

В случае посадки самолета с одним работающим двигателем из-за отказа в полете другого двигателя самолет к месту стоянки, после пробега, должен буксироваться.

6. Руление самолета в зимнее время с неочищенными от льда, инея или снега стеклами фонаря кабины пилотов (не исключая боковые стекла) не разрешается. Для борьбы с запотеванием передних стекол пилотской кабины, ухудшающим видимость, при рулении с низкой температурой наружного воздуха следует включать электрообогрев этих стекол.

## **2. ПОДГОТОВКА К ВЗЛЕТУ**

### **На предварительном старте**

После окончания руления и остановки самолета около ВПП (с включением стояночного тормоза) проверить готовность самолета к выруливанию на исполнительный старт.

При этом:

1. Открыть юбки капотов полностью.

Опробовать двигатели — проверить приемистость и работу зажигания при 2300 об/мин. Убедиться в нормальной их работе по показанию приборов и на слух.

2. Проверить, убраны ли закрылки при взлете с неотклоненными закрылками (рукоятка крана закрылков установлена в верхнем положении и указатель показывает «0»). В случае взлета с использованием закрылков установить их во взлетное положение (рукоятка крана закрылков после их отклонения должна быть установлена в нейтральное положение).

3. Проверить и убедиться, что на плоскостях самолета не имеется в зимнее время при взлете ночью и в сложных метеоусловиях включить РВ-2 на диапазон малых высот и радиоконпасы АРК-5.

Контроль за исполнением вышеуказанных операций осуществляется экипажем по соответствующему разделу Контрольной карты.

## На исполнительном старте

Осуществить окончательную проверку готовности самолета к вылету, для чего:

1. Проверить правильность показаний стрелок ПСП при включенной наземной аппаратуре.
2. Установить на левом ГПК магнитный курс взлета, а на ГПК автопилота «0».
3. При взлете с осадками и при большой влажности включить подогрев ПВД и ТП-156
4. Проверить положение пылефильтров.
5. Включить бензоподкачивающие насосы БЦН-1.
6. При взлете со скоростью ветра на аэродроме 18 м/сек и более, когда руление на дополнительный старт производилось с установленной струбциной на руле поворота, проверить, снята ли дежурным техником струбцина руля поворота, а также правильность действия органов управления и выключен ли автопилот.

Снятие струбцины производить после команды руководителя полетов «Приготовиться к снятию струбцины». В этот момент командир корабля устанавливает двигателям малый газ и совместно со вторым пилотом удерживает педали руля поворота в нейтральном положении.

В случае резкого отклонения руля поворота ветром, в процессе снятия струбцины следует вторично осмотреть руль поворота, и только после полной, уверенности в исправности руля и его ограничительных устройств разрешается производить взлет.

Контроль за выполнением вышеуказанных операций осуществляется экипажем по соответствующему разделу Контрольной карты.

**Предупреждение.** При длительном ожидании разрешения взлета на старте не допускать охлаждения передних цилиндров и перегрева цилиндров задней звезды, периодически прогревая двигатели на 1500—1700 об/мин. Взлет самолета разрешается при температуре головок цилиндров № 2 и 5 не ниже 120°C по наименее нагретому цилиндру.

### 3. ВЗЛЕТ

1. Взлет самолета производится на номинальной мощности работы двигателей (наддув 1020 мм рт. ст., обороты 2400 в мин.), за исключением случаев, оговоренных ниже, в зависимости от веса самолета и условий старта (температуры и давления наружного воздуха, наличия ветра, уклона к состоянию ВПП),

Применение взлётно-го режима работы двигателей (наддув 1250 мм рт. ст., обороты 2600 в мин.) обязательно

— при отказе одного из двигателей на взлете после отрыва самолета и начала уборки шасси, когда командиром корабля по условиям безопасности принято решение продолжать взлет на одном работающем двигателе

— при уходе самолета на второй круг с одним работающим двигателем.

Разрешается применять взлетный режим по усмотрению командира корабля:

— при взлете с размокшего грунтового аэродрома;

— при взлете в сложных метеоусловиях, соответствующих минимуму погоды, установленному для командира корабля;

— при уходе на второй круг с двумя работающими двигателями;

— при необходимости додачи газа до взлетного режима в процессе разбега самолета, если при этом возникнут обстоятельства, в силу которых продолжение взлета на номинальной мощности не будет обеспечивать безопасности взлета;

— при невозможности уменьшения полетного веса самолета в затрудненных условиях старта при взлете (ограниченная по длине ВПП, повышенная температура наружного воздуха или пониженное барометрическое давление, наличие препятствий в направлении взлета и др.).

При взлете на максимальной мощности, во избежание перенадува, получающегося к концу разбега за счет роста скоростного напора, необходимо в начале разбега устанавливать наддув не выше 1190 — 1180 мм рт. ст. при 2600 об/мин,

2. Для повышения безопасности взлета на случай отказа одного из двигателей после отрыва самолета и создания наиболее благоприятных условий для завершения взлета на одном двигателе взлет на номинальном режиме производить с неотклоненными закрылками.

Это обусловливается тем обстоятельством, что отклонение закрылков на взлетный угол  $17\text{—}20^\circ$ , уменьшая разбег самолета на сравнительно небольшую величину — порядка 10% (50—60 м), значительно снижает вертикальную скорость самолета в одномоторном наборе высоты (на 30—40%) и при отказе одного из двигателей на взлете могут быть затруднения в быстром достижении безопасной высоты (преодоления препятствий) в зоне аэродрома и, следовательно, затруднения в безопасном завершении взлета.

Взлет с отклоненными на  $17\text{—}20^\circ$  закрылками может быть рекомендован лишь в отдельных случаях, например, при взлете с ограниченных по длине ВПП, когда при прочих условиях отклонение закрылков обеспечивает наибольшую безопасность взлета на данном аэродроме.

При взлете с отклоненными закрылками должна быть использована взлетная, мощность двигателей:  $n=2600$  об/мин,  $P_k=1250$  мм рт. ст.

3. Если на взлетной полосе имеются куски битого льда или гравия, отклонять закрылки не следует, так как они могут быть повреждены при разбеге твердыми частицами, отлетающими из-под колес и поднимаемыми винтами.

4. Непосредственное выполнение взлета производится после проверки экипажем готовности самолета к взлету по соответствующему разделу контрольной карты обязательных проверок и получения разрешения на взлет.

Перед трагиванием самолета с места на исполнительном старте следует увеличить обороты двигателей до 1500—1700 об/мин, отпустить тормоза, плавно увеличить наддув и, соответственно, число оборотов до взлетного или номинального значения (в зависимости от ранее выбранного режима), и по мере трагивания самолета начать разбег.

В начале разбега бортмеханик контролирует выход двигателя на номинальный (взлетный) режим, уточняет наддув и обороты двигателей до полной синхронности их работы.

В процессе взлета бортмеханик контролирует работу двигателей по приборам немедленно докладывает командиру корабля о появлении отклонений в работе двигателей и действует по его указаниям.

5. Разбег до скорости 90—95 км/час выполняется с нейтральным положением штурвала, при этом для выдерживания

прямолинейности направления разрешается пользоваться тормозами.

6. По достижении скорости 90—95 км/час необходимо плавным движением штурвала на себя начать подъем переднего колеса шасси, которое полностью должно отделиться от поверхности ВПП на скорости 105-110 км/час. При этом следует иметь в виду, что в случае взлета с неотклоненными закрылками переднее колесо поднимается легче, чем с отклоненными закрылками.

7. По мере нарастания скорости на разбеге и увеличения эффективности руля высоты во избежание чрезмерного поднятия переднего колеса шасси (что может вызвать преждевременный отрыв самолета на меньшей скорости) необходимо штурвал постепенно отдавать от себя, удерживая переднее колесо в таком положении, при котором взлетный угол самолета соответствовал бы скорости отрыва 150—155 км/час при взлете без закрылков и 145—150 км/час при отклоненных закрылках. На этой скорости самолет сам отделяется от поверхности ВПП.

Пользоваться тормозами после поднятия переднего колеса шасси не рекомендуется, так как эффективность руля поворота становится достаточной для выдерживания прямолинейности разбега.

Применение в подобных случаях тормозов с целью увеличения длины разбега вызывает преждевременный износ тормозных колодок и авиашин. Особенно это сказывается при взлёте в условиях высоких температур наружного воздуха. Излишнее торможение колес может привести к чрезвычайному перегреву тормозного устройства и при наличии течи тормозной жидкости — к ее воспламенению.

8. После отрыва самолет разгоняется до скорости 170—180 км/час\*. К моменту достижения этой скорости высота полета над поверхностью ВПП должна составлять 5-6 м. По достижении указанной скорости производится уборка шасси и самолет переводится в набор Высоты.

---

\* Указанная скорость при разгоне самолета обеспечивает достаточную управляемость его в случае отказа одного из двигателей.

При взлете с ограниченных по длине ВПП с использованием взлетной мощности двигателей и с отклоненными на 17—20° закрылками уборку шасси рекомендуется производить при разгоне самолета по достижении скорости 165 км/час, но на высоте не менее 5 м.

**Предупреждение,** При ветре свыше 20 м/сек взлет должен производиться без отклонения закрылков.

### **Взлет при боковом ветре**

В При взлете с боковым ветром переднее колесо шасси при разбеге рекомендуется поднимать после устойчивого движения самолета по курсу. Скорость, на которой отделяется переднее колесо от поверхности ВПП, при взлете с боковым ветром составляет 110—120 км/час в зависимости от угла и скорости ветра, вместо 105-110) км/час при взлете в нормальных условиях.

### **Взлет ночью**

При взлете ночью следует пользоваться рулежными и посадочными фарами. Посадочные фары следует выключать на высоте не менее 50 м. Выключение фар производится последовательно.

Рекомендуется перед выключением фар вначале их убирать. Последовательная уборка фар перед их выключением дает возможность (освещая поверхность земли) наиболее правильно ориентироваться в истинной высоте над препятствиями и облегчает переход от визуального полета к продолжению полета по приборам.

### **Отказ одного из двигателей на взлете**

Основным признаком полного отказа одного из двигателей как на взлете, в момент разбега, так и после отрыва самолета является стремление самолета к резкому развороту в сторону отказавшего двигателя. Во время взлета самолета экипаж должен быть готов в любой момент принять меры, обеспечивающие безопасную остановку самолета на аэродроме, приземление или безопасное завершение взлета в случае отказа одного двигателей.



Командир корабля обязан знать состояние ВПП и концевых полос безопасности, наличие препятствий на аэродроме, а также знать рельеф местности и свободные от препятствий площадки в зоне подходов в радиусе 5—10 км от аэродрома на случай вынужденной посадки при отказе одного из двигателей.

### **Отказ двигателя на разбеге**

В случае отказа одного из двигателей в процессе разбега до подъема переднего колеса (скорость не более 105—120 км/час) следует немедленно убрать газ обоих двигателей, применить плавное торможение колес, выпустить полностью закрылки. При этом обеспечивается прекращение движения самолета до полной его остановки на дистанции, не превышающей 850—900 м от начала разбега.

В случае отказа одного из двигателей в процессе разбега (после подъема переднего колеса, но до отрыва самолета до достижения скорости отрыва 145-155 км/час) следует немедленно убрать газ обоих двигателей, применить торможение колес и на скорости не более 130 км/час выпустить полностью закрылки. При этом обеспечивается дистанция прерванного взлета от начала разбега до полной остановки порядка 1200—1300 м по бетону в стандартных условиях.

Степень использования торможения колес для сокращения длины пробега определяется командиром корабля в зависимости от длины ВПП.

### **Отказ двигателя после отрыва самолета до начала уборки шасси**

При отказе одного из двигателей после отрыва в момент разгона самолета до начала уборки шасси (скорость менее 170 км/час) полет должен быть прекращен. При этом, удерживая самолет от разворота и крена, следует немедленно убрать газ обоих двигателей и произвести приземление с эффективным торможением колес, а на скорости пробега не более 130 км/час выпустить полностью закрылки. Дистанция прерванного взлета от начала разбега до полной остановки самолета не превышает в этом случае 1500—1600 м по бетону в стандартных условиях.

Если по условиям ВПП приземление самолета возможно только вне границ аэродрома, посадка производится с убранными шасси в наиболее безопасном направлении. Перед приземлением в этом случае командир корабля должен дать команду (бортмеханику, а при его «отсутствии»—второму пилоту) выключить зажигание, перекрыть пожарные краны обоих двигателей, а после приземления самолета включить в действие противопожарную систему на оба двигателя.

### **Отказ двигателя на взлете после уборки шасси**

1. При отказе одного из двигателей после начала уборки шасси (скорость равна или более  $170 \text{ км/час}$ ), если не представляется возможности для безопасной посадки, разрешается продолжать полет на одном двигателе, немедленно зафлюгировав винт отказавшего двигателя.

Самолет обладает летными данными, позволяющими продолжать полет и преодолеть у границ аэродрома препятствия высотой до  $25 \text{ м}$ .

Высота  $25 \text{ м}$  с полным полетным весом  $17500 \text{ кг}$  в стандартных условиях достигается самолетом в случае отказа двигателя на скорости  $170 \text{ км/час}$  (при своевременном флюгировании винта отказавшего двигателя) на расстоянии  $2000\text{—}2200 \text{ м}$  от начала старта при взлете на взлетном режиме двигателей и  $2200\text{—}2400 \text{ м}$  — при взлете на номинальном режиме.

Вследствие возникновения при отказе одного из двигателей в полете разворачивающегося момента (из-за несимметричной тяги) происходит разворот (заброс) самолета в сторону отказавшего двигателя с креном в ту же сторону. При внезапном и полном отказе двигателя давление на ногу в первоначальный момент парирования разворота на скорости  $165 \text{ км/час}$  составляет  $80 \text{ кг}$ , а на скорости  $180 \text{ км/час}$  —  $65 \text{ кг}$ .

Для предотвращения разворота самолета в сторону отказавшего двигателя и для облегчения пилотирования самолета необходимо одновременно с дачей ноги в сторону работающего двигателя создать крен в  $3\text{—}5^\circ$  ту же сторону. В этом случае давление на ногу в установившемся полете на скорости  $180 \text{ км/час}$  и при зафлюгированном винте отказавшего двигателя составляет  $20\text{—}25 \text{ кг}$ . Давление на ногу при таком же полете с авторотирующим на большом шаге винтом составляет  $30\text{—}35 \text{ кг}$ .

2. В случае (продолжения полета для завершения взлета на одном работающем двигателе командир корабля, удерживая самолет от разворота и крена, не теряя времени на выяснение причин отказа двигателя и определяя отказавший двигатель по направлению начала разворота самолета, должен немедленно дать команду бортмеханику или второму пилоту — (при отсутствии в составе экипажа бортмеханика)—«Левый флюгер» или «Правый флюгер» для незамедлительного флюгирования винта отказавшего двигателя, а при взлете на номинальном режиме работы двигателей прежде всего следует перевести работающий двигатель на взлетный режим —  $n = 2600$  об/мин,  $P_k = 1250$  мм рт. ст. и сразу же произвести флюгирование винта), после чего отключить пылефильтры (если они были включены), а у неработающего двигателя закрыть пожарный кран, выключить зажигание и закрыть юбки капота и створки маслорадиатора.

Если взлет производился с применением закрылков, после преодоления препятствий и достижения скорости  $180—185$  км/час по прибору командир корабля должен дать команду бортмеханику (второму пилоту) убрать закрылки.

Дальнейшее пилотирование самолета должно производиться с одновременным увеличением скорости и высоты полета, а по достижении высоты  $80—100$  м на скорости  $195—200$  км/час по прибору уменьшить режим работающего двигателя до номинального ( $n = 2400$  об/мин,  $P_k = 1020$  мм рт. ст.).

3. После завершения взлета на одном работающем двигателе и достижения безопасной высоты ( $80—100$  м) командир корабля принимает все меры к быстрейшему к безопасному приземлению самолета.

4. Посадка самолета с одним работающим двигателем на аэродром разрешается в любом безопасном направлении, по усмотрению командира корабля.

Разрешается при необходимости производить посадку с убранными шасси, если это в сложившихся условиях наиболее безопасно. В этом случае перед приземлением следует выключить зажигание, перекрыть пожарные краны, а после приземления самолета включить в действие противопожарную систему на оба двигателя. Указанные действия выполняются бортмехаником или вторым пилотом по команде командира корабля.

5. Развороты на высоте менее  $100$  м после взлета с Оказавшим двигателем разрешается производить в любую сторону только на скорости не менее  $200$  км/час и с креном не более  $10^\circ$ .

И только в случае крайней необходимости (для обхода препятствий) допускаются пологие развороты в обе стороны на скорости менее  $200$  км/час, но не менее  $180$  км/час. При этом отвороты могут выполняться с креном не более  $10^\circ$  в сторону

работающей двигателя и не более  $5^\circ$  в сторону неработающего двигателя.

При отворотах в любую сторону на скорости 180 км/час шарик указателя поворота должен быть обязательно смещен в сторону работающего двигателя на 2-3 мм.

б. В случае, если почему-либо винт отказавшего двигателя не переходит во флюгерное положение, необходимо перевести его на предельно большой шаг, оставив сектор дросселя «газ» полностью открытым. При этом зажигание и подача топлива у отказавшего двигателя должны быть выключены, а пожарный кран закрыт.

В одномоторном полете с авторотирующим на большом шаге винтом отказавшего двигателя скороподъемность самолета у земли снижается по сравнению с зафлюгрованным винтом на 0,5—0,6 м/сек.

### **Раскрутка одного из винтов на взлете**

Раскрутка винта может быть вызвана отказом регулятора оборотов Р-50А. В этом случае винт АВ-50 работает как винт фиксированного шага и его обороты зависят главным образом от скорости полета и величины используемой мощности (давления наддува), чем больше скорость полета и давление наддува, тем больше будут обороты винта.

С увеличением скорости полета обороты винта растут сначала медленно, затем более быстро. Так, при раскрутке винта на взлете при давлении наддува 1200—1250 мм рт. ст. увеличение скорости от 0 до 140 км/час приводит к увеличению оборотов с 2600 до 2800 об/мин. На скорости 160 км/час обороты возрастают до 2900 об/мин, на скорости 180 км/час - до 3200 об/мин.

Установлено, что при возникновении раскрутки винта наследующее снижение оборотов двигателя уменьшением давления наддува создает более благоприятные условия для полета по сравнению с одномоторным полетом зафлюгированным винтом.

Так, в случае возникновения раскрутки винта на взлете, при скорости полета 165—180 км/час, уменьшение давления наддува двигателя до 700—650 мм рт. ст. приводит к снижению оборотов до 2600 об/мин и позволяет самолету с полным полетным весом даже на номинальном режиме исправного двигателя набирать высоту с вертикальной скоростью 3—3,5 м/сек. Давление на ногу при этом равно порядка 30—40 кг.

Раскрутка винта определяется по самопроизвольному увеличению числа оборотов винта и что звуку,

В случае раскрутки одного из винтов на любом этапе взлета и невозможности немедленной безопасной посадки разрешается продолжать полет, не флюгируя винт, при этом рычагом дросселя не допускать увеличения оборотов более 2600 об/мин, а скорость полета удерживать в пределах 175—180 км/час. На этой скорости у самолета имеется достаточный запас тяги для уверенного набора высоты. Завершение взлета и набора безопасной высоты при раскрутке винта на взлете следует производить при взлетном режиме нормально работающего двигателя, а поэтому, если взлет выполнялся на номинальной мощности двигателей, сразу же после возникновения раскрутки винта необходимо нормально работающему двигателю установить взлетный режим.

При необходимости продолжительного набора высоты следует после набора высоты 50 м (а ночью и в сложных метеоусловиях— после набора, 100 м высоты) плавно уменьшить мощность нормально работающего двигателя с взлетной до номинальной, а обороты двигателя с раскруткой установить 2400 об/мин.

**Внимание!** Не следует снижать обороты двигателя, винт которого имеет раскрутку, до полного уменьшения давления наддува так как это приводит на взлете к значительному снижению скороподъемности и возникновению больших усилий на педали.

В табл. 9 и 10 даны скороподъемности самолета для полетного веса 17250 кг в зависимости от скорости полета при температуре наружного воздуха +15°C и давлении 760 мм рт. ст., а в табл. 11 приведена скороподъемность самолета у земли, в зависимости от скорости полета при раскрутке винта одного из двигателей режим исправного двигателя — номинальный).

**Скороподъемность самолета в двухмоторном полете на  
номинальном режиме работы двигателей у земли**

Скорость полета, км/час	Скороподъемность, м/сек	Скорость полета, км/час	Скороподъемность м/сек
205	4,8	220	4,95
210	4,9	225	4,9
215	5,0	230	4,8

Таблица 10

**Скороподъемность самолета у земли при полете с одним  
работающим двигателем**

Скорость полета, км/час	Скороподъемность, м/сек			
	на номинальном режиме работающего двигателя. Винт неработающего двигателя зафлюгирован	на взлетном режиме работающего двигателя. Винт неработающего двигателя зафлюгирован	на номинальном режиме работающего двигателя. Винт неработающего двигателя авторотирует на большом шаге	на взлетном режиме работающего двигателя. Винт неработающего двигателя авторотирует на большом шаге
175	—	1,4	0,0	0,8
180	0,6	1,5	0,05	0,9
185	0,65	1,55	0,1	0,95
190	0,7	1,6	0,15	1,0
195	0,8	1,65	0,2	0,95
200	0,75	1,5	0,15	0,9
205	0,7	—	—	—

**Скороподъемность самолета в зависимости от скорости полета  
при раскрутке винта одного из двигателей и номинальном  
режиме работы второго двигателя**

Скорость полета, км/час		160	170	180	190	200	210	220	230
Скороподъемность, м/сек	Обороты двигателя после его дросселирования с винтом в раскрутке до 2600 об/мин	3,5	3,25	3,0	2,5	2,0	1,4	0,8	0,2
	Обороты двигателя после его дросселирования с винтом в раскрутке до 2400 об/мин	2,5	2,25	2,0	1,5	1,0	0,5	0	-0,5

**Взлет в сложных метеоусловиях**

При взлете в сложных метеоусловиях (туман, дымка, сильный снегопад и т. п.), если при включении посадочных фар появляется световой экран, ухудшающий горизонтальную видимость, фары включать не рекомендуется. При взлете с включенными посадочными фарами, в случаях появления светового экрана на высотах ниже 50 м (вследствие входа в низкую облачность или более плотную дымку и т. п.), рекомендуется их выключать.

Рулежные фары, не ограниченные временем непрерывного горения, выключаются в зависимости от метеообстановки. Пользуясь свечением рулежных фар, можно определять характер осадков и облачности.

**4. НАБОР ВЫСОТЫ**

1. После взлета (разгона самолета до скорости 170— 180 км/час и подъема шасси) самолет переводится в режим набора высоты. По мере преодоления препятствий на границе аэродрома устанавливается номинальный режим двигателям (в случае

взлета с использованием взлетной мощности двигателей) и убираются закрылки, если они были выпущены.

2. Угол набора высоты должен быть таким, чтобы к моменту достижения высоты 50 м скорость полета равнялась 230 км/час. Днем—на высоте 50 м, а ночью и в условиях плохой видимости на высоте 100 м и преодоления препятствий режим работы двигателей плавно уменьшить до крейсерского режима набора высоты (скорость полета 230 км/час, скороподъемность 2—3 м/сек,  $n = 2000$  об/мин,  $P_k = 800$  мм рт. ст.), после чего выключить бензоподкачивающие насосы БЦН-1.

3. На переходе к набору эшелона установить шкалу правого высотомера на давление 760 мм рт. ст.

4. Если необходимо быстрее набрать высоту (выход из зоны обледенения, препятствия на пути набора), полет следует производить на номинальном режиме работы двигателей. Наивыгоднейшей по скороподъемности на номинальном режиме работы двигателей является скорость По прибору 215 км/час. Скороподъемность в этом случае составит около 5—5,5 м/сек.

5. Нормальный температурный режим двигателей выдерживается соответствующим открытием юбок капота и створок маслорадиаторов.

Рекомендуется выдерживать температуру головок цилиндров в пределах 180—205°C и не выше 225°C, температуру входящего масла 65°C, а выходящего масла не выше 115°C.

В случае повышения температуры масла или головок цилиндров сверх рекомендуемых величин, при полностью открытых юбках капотов и створках маслорадиаторов, следует изменить режим набора высоты уменьшением мощности двигателей или увеличением скорости полета вплоть до перехода в режим горизонтального полета.

6. При отказе одного из двигателей в установившемся режиме набора высоты (шасси и закрылки убраны) скороподъемность самолета обеспечивает возможность безопасного продолжения набора высоты на одном двигателе. В этом случае необходимо, удерживая самолет от разворота, создать крен 2—3° в сторону работающего двигателя. При этом командир корабля должен незамедлительно дать команду бортмеханику (а при его отсутствии—второму пилоту): «Левый флюгер» или «Правый флюгер» и, если мощность двигателей в момент отказа была уменьшена до крейсерского режима, увеличить мощность



работающего двигателя до номинальной, после чего дать указание закрыть пожарный кран, выключить зажигание, закрыть юбки капота и створки маслорадиатора отказавшего двигателя.

Отказавший двигатель определяется по стремлению самолета к развороту в сторону неработающего двигателя. Если при установившемся режиме набора высоты с одним работающим двигателем есть возможность снять полностью давление на ногу триммером руля поворота, рекомендуется удерживать самолет без крена в сторону работающего двигателя. При этом облегчается пилотирование.

Давление на ногу при парировании заброса самолета в момент отказа двигателя на скорости по прибору  $230 \text{ км/час}$  составляет  $40\text{—}45 \text{ кг}$ . Эффективность триммера руля поворота на этой скорости достаточна для балансирования самолета в одномоторном полете без крена в сторону работающего двигателя (винт неработающего двигателя зафлюгирован).

После флюгирования винта в одномоторном полете без крена давление на ногу (три нейтральном триммере) составляет около  $30 \text{ кг}$ . Каждый градус крена (до  $5^\circ$ ) на этой скорости в сторону работающего двигателя уменьшает давление примерно на  $6 \text{ кг}$ .

Если почему-либо винт неработающего двигателя экипажем не флюгировался или отказала система флюгирования, необходимо перевести винт на предельно большой шаг (для уменьшения аэродинамического сопротивления), полностью открыть дроссель для уменьшения гидравлического сопротивления выключить зажигание и подачу топлива, закрыть пожарный кран, юбки капотов и створки маслорадиаторов.

7. При определении высоты, которую необходимо набрать на одном двигателе, следует учитывать, что более безопасно возвращаться на аэродром вылета или продолжать полет до ближайшего аэродрома.

Самолет с полным полетным весом  $17500 \text{ кг}$  при стандартной температуре наружного воздуха и номинальной мощности работающего двигателя (винт неработающего двигателя зафлюгирован) допускает набор высоты порядка  $2000\text{—}2200 \text{ м}$ . При этом наивыгоднейшая (по скороподъемности) скорость набора высоты до границы высотности составляет  $200\text{—}195 \text{ км/час}$ .

## 5. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

1. По окончании набора высоты эшелона и перехода горизонтальный полет, для уменьшения времени разгона самолета со скорости набора высоты до расчетной по плану полета скорости горизонтального полета, рекомендуется вначале плавно перевести самолет с угла набора на угол горизонтального полета, перемещая штурвал «от себя», и удерживать самолет на заданной высоте до достижения скорости, определенной предварительным расчетом. Затем установить режим работы двигателей согласно плану полета.

2. В установившемся режиме горизонтального полета по положению триммера руля высоты уточняется центровка самолета. На сбалансированном самолете при рекомендуемой центровке 16—17%- САХ указатель положения триммера руля высоты должен показывать примерно:

на скорости 270 км/час минус 0,5—0,8°

на скорости 300 км/час минус 1,2—1,4°

на скорости 330 км/час минус 1,8—2,1°

Изменение центровки на 1 % САХ вызывает отклонение триммера руля высоты на этих скоростях полета примерно на 0,3°, а каждый градус отклонения триммера (вверх или вниз) соответствует изменению центровки примерно на величину 3,3% САХ.

3. При неравномерной выработке топлива из левой и правой групп баков необходимо открыть соединительный кран, включить бензоподкачивающий насос (БЦН) группы баков, из которой следует выработать топливо и уравнять количество топлива в обеих группах баков. Полеты в зонах ожидания в целях экономии топлива рекомендуется производить на скорости 250 км/час. Эта скорость обеспечивает достаточную управляемость самолета при средней болтанке и в случаях обледенения самолета.

4. Включать автопилот разрешается на высоте не менее 600 м над местностью, предварительно сбалансировав самолет триммерами. Включает и выключает автопилот командир корабля или по его указанию второй пилот.

При включении рулевых машинок автопилота не следует отпускать рулей (штурвал и педали), не будучи полностью уверенным, что автопилот «взял управление». Излишние колебания

рулей при полете на автопилоте или вялая работа автопилота устраняются регулировкой настройки чувствительности.

После включения (или выключения) автопилота пилот, выполнявший это действие (командир корабля или второй пилот), громко сообщает об этом экипажу; «Автопилот включен» (или «Автопилот выключен»).

5. При отказе в работе одного из двигателей в режиме горизонтального полета самолет легко балансируется рулями, но для продолжения горизонтального полета необходимо зафлюгировать винт отказавшего двигателя если почему-либо винт не флюгируется, то необходимо перевести его на большой шаг, полностью открыть дроссель «газа», выключить зажигание и подачу топлива, закрыть пожарный кран, юбки капотов и створки маслорадиатора.

В случае отказа одного из двигателей в горизонтальном полете, вне зависимости от высоты занимаемого эшелона, необходимо:

— удерживая самолет от разворота и крена в сторону отказавшего двигателя, незамедлительно зафлюгировать винт отказавшего двигателя и увеличить мощность работающего двигателя до номинальной. Если полет проводил с включенным автопилотом, выключить автопилот.

Флюгирование винта производится бортмехаником или вторым пилотом только после команды командира корабля;

— закрыть пожарный кран, выключить зажигание, закрыть юбки капота и створки маслорадиатора отказавшего двигателя;

— установить скорость горизонтального полета 220—240 км/час по прибору и соответствующий режим работающему двигателю. Сбалансировать самолет триммером;

— направиться на ближайший аэродром для посадки.

Если командир корабля считает полет до ближайшего аэродрома небезопасным, предоставляется право произвести посадку на любую пригодную площадку с убранными шасси.

**Предупреждение.** При возникновении раскрутки одного из винтов в горизонтальном полете рекомендуется зафлюгировать винт неисправного двигателя. Если винт не флюгируется или если командир корабля считает, что в сложившихся условиях полета флюгирование винта не обеспечивает продолжение безопасного полета, необходимо перейти на скорость, не превышающую 200—210 км/час, установив дросселем «газа»

**двигателю с раскрутившимся винтам обороты порядка 2400 об/мин.**

Развороты в одномоторном полете как в сторону работающего, так и в сторону неработающего двигателя следует выполнять координировано, не допуская скольжения.

Правильность выполнения разворота без скольжения следует контролировать по шариком указателя поворота, который должен сместиться на 1—2 мм в сторону работающего двигателя или удерживаться в центре. Если в прямолинейном полете перед разворотом самолет полностью сбалансирован триммером руля поворота, выполнение разворота на скоростях 200—230 км/час в сторону неработающего двигателя ничем не отличается от разворота в сторону работающего двигателя.

Если самолет не сбалансирован триммером руля поворота, то он стремится развернуться в сторону неработающего двигателя. В этом случае для разворота в сторону неработающего двигателя необходимо постепенно ослаблять давление ноги, удерживающей самолет на прямой, и одновременно плавно увеличивать крен до получения необходимого режима установившегося разворота.

Во всех случаях одномоторного полета развороты разрешается выполнять на скорости не менее 200 км/час по прибору. Чем больше скорость одномоторного полета, тем с большим креном можно производить разворот. Максимальный крен при разворотах не должен превышать 10° при скорости 200 км/час и 15° при скорости 230 км/час по прибору.

**Предупреждение. Увеличивать мощность работающего двигателя во время разворота в сторону неработающего двигателя и выпускать шасси во время разворота запрещается.**

6. Горизонтальный полет самолета с одним работающим двигателем (винт неработающего двигателя зафлюгирован) возможен при стандартной температуре наружно воздуха до границы высоты в диапазоне скоростей 200—280 км/час по прибору в зависимости от используемой мощности работающего двигателя и полетного веса самолета.

Следует иметь в виду, что при необходимости разрешается использовать номинальный режим исправного двигателя в течение всего одномоторного полета — от момента отказа одного из двигателей до посадки самолета.

Производить в полете расфлюгирование винта и запуск ранее отказавшего двигателя при невыявленных причинах отказа и неустраненных в полете неисправностях запрещается.

В случае, если в процессе одномоторного полета выявлены и устранены дефекты, повлекшие за собой временный отказ двигателя, расфлюгирование винта и запуск ранее отказавшего двигателя допускается только в том случае, когда есть уверенность, что в результате неизбежного снижения самолета при расфлюгировании винта и запуска двигателя самолет не снизится ниже безопасной высоты полета.

7. Пилотировать самолет в горизонтальном полете с одним работающим двигателем рекомендуется одним из указанных способов:

1) без крена, но с незначительным скольжением на неработающий двигатель; шарик указателя скольжения находится в центре;

2) с креном  $1\text{--}2^\circ$  в сторону работающего двигателя; шарик указателя скольжения отклонен в сторону работающего двигателя на  $2\text{--}3$  мм.

Оба способа пилотирования не сложны, но во втором случае полет в облаках несколько сложнее ввиду того, что выдерживание скорости по авиагоризонту с креном требует дополнительного внимания пилота.

8. Противообледенительная система самолета обеспечивает симметричное удаление льда с обеих плоскостей при одномоторном полете. Однако вследствие уменьшенного наличия теплового баланса удаление льда при интенсивном обледенении недостаточно. В двухмоторном полете в зоне интенсивного обледенения, если, несмотря на работу противообледенительной системы, скорость полета при неизменном режиме двигателей уменьшится на  $20$  км/час, необходимо изменить высоту полета, чтобы выйти из этой зоны. Для того чтобы исключить возможность выхода из строя двигателей из-за обледенения воздухозаборников, рекомендуется открыть заслонки подогрева воздуха, одновременно с которыми откроются механически связанные с ними заслонки пылефильтров.

Давление наддува ( $P_k$ ) при этом упадет на 30—40 мм рт. ст. Падение наддува необходимо восстановить соответствующим открытием дросселей «газа».

## **6. ПОЛЕТ В УСЛОВИЯХ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ**

### **Метеорологические особенности состояния атмосферы**

Наиболее (вероятное развитие опасной для полета турбулентности имеет место при следующих метеорологических условиях:

а) при волновых возмущениях на стационарном фронте в зоне развивающегося циклона в момент подхода вторичного холодного фронта и интенсивной конвекции. В этих условиях грозовая деятельность развивается за короткий (промежуток времени и вызывает град, ливневые осадки, мощные электрические разряды и шквалы; вблизи земли, исключают всякую возможность полета самолета в этих условиях;

б) в зоне активной грозовой деятельности, возникающей на всех фронтах (на холодных, теплых и фронтах акклюзии);

в) в мощных кучевых и «кучево-дождевых облаках, а также вблизи их границ, особенно при развитии грозовой деятельности;

г) в высоко-кучевых чечевицеобразных облаках. Особенно интенсивны вертикальные движения в этих облаках; над горными и высокогорными трассами, где причиной их возникновения являются волновые движения с подветренной стороны горных хребтов;

д) при ветрах более 15—20 м/сек, направленных перпендикулярно к горным хребтам на горных и высокогорных трассах.

### **Рекомендации по выполнению полета в зонах грозовой деятельности**

1. В процессе полета необходимо систематически уточнять метеорологическую обстановку на трассе путем запроса ГРДП и РДП, а также путем наблюдений с борта самолета за ориентировкой облачных систем и формой облаков, расположенных выше и ниже эшелона полета.

2. Экипажи самолетов при пролете контрольных наземных пунктов обязаны сообщать диспетчеру об условиях полета на Пройденном участке маршрута, а также отвечать на дополнительные вопросы по уточнению фактической погоды.

3. При наличии на трассе развитой кучевой и мощно-кучевой облачности экипаж должен запросить диспетчера предоставить ему эшелон, обеспечивающий выполнение полета по ПВП (по правилу визуального полета).

4. Категорически запрещается выход на полет по верхней кромке кучевых и мощно-кучевых облаков при неустойчивой стратификации атмосферы.

5. Категорически запрещается входить в мощную кучевую и кучево-дождевую (грозовую) облачность, пересекать ее в полете по приборам, а также обходить ее низом в горной местности.

6. Запрещается пересечение грозового фронта в зоне развивающегося циклона как в визуальном полете, так и при полете в слоистой облачности.

7. При полете в слоистой облачности теплого фронта большие помехи в радиосвязи свидетельствуют о развитии в этой облачности грозовой деятельности, которая на наземном радиолокаторе может еще не обнаружиться. В этих случаях командир корабля должен запросить разрешение у диспетчера выполнять полет по ПВП.

**Предупреждение. В зоне развивающегося циклона в южных районах возможна грозовая деятельность во все времена года.**

8. При наличии грозового положения категорически запрещается пробивание мощно-кучевой облачности при заходе, на посадку. Снижение следует производить в районе, где отсутствует такая облачность по согласованию с диспетчером.

9. Обходить грозы и пересекать их разрешается в следующих случаях:

а) Обход фронтальной и внутримассовой гроз стороной разрешается при наличии радиолокационного контроля за самолетом с земли, на безопасной высоте с отклонением от трассы не более 100 км и на удалении от грозовой облачности не менее 10 км, за исключением таких горных и других участков трасс, где это отклонение запрещено инструкцией по производству полетов по данной трассе.

б) Если обход фронтальной грозы стороной невозможен и самолет вынужден пересекать грозовой фронт, экипаж прежде всего должен запросить диспетчера о месте расположения грозовых очагов по засветкам наземного радиолокатора и получить от него данные о возможном направлении пересечения фронта между грозовыми очагами, расположенными друг от друга на удалении не менее 50 км.

При отсутствии таких условий для пересечения фронта самолет должен вернуться на аэродром вылета или произвести посадку на запасном аэродроме по указанию диспетчера.

**Предупреждение. В случае отсутствия прямой связи с диспетчером или связи с диспетчером через борт другого самолета командир корабля обязан вернуться на аэродром вылета или произвести посадку на запасном аэродроме. Самостоятельное пересечение грозового фронта при отсутствии связи с диспетчером категорически Запрещается.**

Отменять полеты по условиям грозовой деятельности на трассе целесообразно только в тех случаях, когда обход и пересечение грозовых зон по данным наземного радиолокатора практически невозможно. Запрещается выполнять полеты по воздушным трассам, расположенным над горными районами при:

- отсутствию радиолокационного контроля за самолетом с земли;
- наличии облачных систем холодного фронта в центре циклона.

#### **Пилотирование самолета в условиях интенсивной турбулентности**

1 Во всех случаях попадания самолета в зону сильной болтанки (с перегрузкой более 1,5 g), которая характерна резкими вздрагиваниями и отдельными бросками самолета, ощущается отрыв от сиденья, концы крыльев заметно вибрируют, хождение (по самолету затруднено,— командир корабля должен:

1. Установить скорость полета 270 км/час по прибору.
2. Выключить автопилот, если он был включен.
3. Выполнять полет с полузажатым управлением.
4. Пилотировать самолет по авиагоризонту, придавая второстепенное значение показаниям вариометра, указателя



скорости и высоты, и не стремиться к точному выдерживанию исходного режима полета.

5. Не допускать эволюции самолета, в особенности связанных с большим креном и кабрированием.

6. При попадании в мощный восходящий поток стараться удерживать самолет в горизонтальном положении. Для парирования подъема самолета убрать газ двигателей, при этом строго следить за скоростью полета самолета, не допуская превышения максимально допустимой скорости. Не прибегать к выпуску шасси. Помнить, что, выйдя из восходящего потока, самолет может тут же попасть в нисходящий поток.

7. При попадании самолета в нисходящий поток большой протяженности не допускать снижения скорости и перехода самолета в режим кабрирования.

Самолет удерживать от кренов. В исключительных случаях можно парировать снижение увеличением используемой мощности двигателей.

Необходимо помнить, что самую большую опасность представляет момент выхода самолета из нисходящего потока с последующим попаданием в восходящий поток. Соблюдение указанных рекомендаций предохранит самолет от потери управляемости.

8. В продольное управление вмешиваться в том случае, когда вследствие изменившегося угла тангажа скорость начинает увеличиваться или уменьшаться по сравнению с исходной. В этом случае следует плавным движением штурвала, при небольших изменениях перегрузки, возвращать самолет на исходный режим полета.

9. В случае необходимости выхода на новый курс, производить его в «момент уменьшения порывов последовательными короткими координированными доворотами самолета с креном не более  $16^\circ$ . Резкие развороты и отвороты с набором высоты запрещаются.

10. При выводе самолета из режима крутого планирования (что может быть результатом непроизвольного его сваливания в условиях атмосферной турбулентности) не допускать резкого взятия штурвала «на себя» с усилием, превышающим 40—50 кг, во избежание создания больших перегрузок.

## 7. СНИЖЕНИЕ

1. Начало снижения и режим работы двигателей при моторном снижении определяются предварительным расчетом (планом полета). Если почему-либо снижение начинается не в расчетной точке, а в зоне ожидания, режим работы двигателей следует подбирать таким, при котором скорость горизонтального полета составляет 250 км/час по прибору.

2. При полетах с пассажирами необходимо держать вертикальную скорость снижения 1,5—2,5-м/сек, но не более 3 м/сек, а скорость по прибору во время моторного снижения не выше 350—360 км/час в спокойном воздухе и не выше 300 км/час в условиях умеренной болтанки. При необходимости допускается повышенная скорость самолета на снижении, но не более 450 км/час по прибору.

В табл. 12 приведены режимы снижения самолета, с вертикальной скоростью порядка 1,5 м/сек до захода на посадку.

Таблица 12

Скорость по прибору	Число оборотов двигат., об/мин	$P_k$ мм рт. ст.	На каждые 1000 м снижения		
			Продолжит. снижения, мин.	Расстояние, км	расход горючего, л
300	1680	640	11	60	65
325	1860	660	11	65	75
350	2040	710	11	70	90

3. При переходе на снижение с увеличением скорости полета необходимо несколько больше прикрывать юбки капотов и створки маслорадиаторов. Переохлаждение двигателей на снижении может произойти, если полностью убрать газ ( $P_k$  — 350—400 мм рт. ст.), но этого делать не рекомендуется, так как может ухудшиться приемистость двигателей из-за переохлаждения цилиндров и забрасывания свечей маслом.

4. При снижении в условии низких температур наружного воздуха следует внимание уделять температурному режиму двигателей, не допуская охлаждения головок цилиндров ниже +120°C, а входящего масла ниже +50°C.

Если температура головок цилиндров и масла при данном режиме снижения имеет стремление к дальнейшему понижению, рекомендуется для подогрева двигателей периодически делать горизонтальные площадки (переводя самолет в режим горизонтального полета).

5. При высоких температурах наружного воздуха на аэродроме посадки, с целью уменьшения температурного режима двигателей во время руления, рекомендуется на снижении охладить двигатели до температуры головок цилиндров, равной 150—160°, и понизить температуру масла до плюс 50—60°С.

6. При снижении с включенным автопилотом его следует выключать на высоте не ниже 600 м над местностью.

7. При входе в зону АДС в сложных метеоусловиях и ночью перед посадкой:

— просмотреть всем членам экипажа схему захода на посадку (по сборнику схем);

— рассчитать (вертикальную скорость снижения и угол сноса на посадке;

— уточнить данные приводных радиостанций (по регламенту— частота, позывные);

— настроить радиоконпасы на дальнюю и ближнюю радиостанции, проверить позывные приводных радиостанций;

— проверить электрический нуль стрелок ПСП (при работе наземной аппаратуры);

— установить показания левого ГПК по показаниям магнитного компаса, а показания ГПК автопилота на «0» при полете с посадочным курсом;

— проверить направление створа приводных радиостанций ОСП по магнитному курсу посадки.

8. В случае отказа одного из двигателей на моторном снижении, определяемом по незначительному развороту и крену в сторону отказавшего двигателя, необходимо:

— удерживая самолет от разворота и крена в сторону отказавшего двигателя, зафлюгировать винт отказавшего двигателя, увеличить мощность работающего двигателя до режима, обеспечивающего необходимую скорость полета. Флюгирование винта производится бортмехаником или вторым пилотом только после команды

командира корабля;

— закрыть пожарный кран, выключить зажигание и подачу топлива, закрыть створки капота и маслорадиатора отказавшего двигателя;

— установить скорость горизонтального полета 220— 240 км/час по прибору и соответствующий режим работающему двигателю (вплоть до номинального значения).

Сбалансировать самолет триммером;  
— направиться на ближайший аэродром или площадку для посадки по указанию диспетчера.

## 8. ЗАХОД НА ПОСАДКУ

1. Снижение самолета с высоты эшелона, пробивание облачности и заход на посадку экипаж выполняет только после получения разрешения на посадку от руководителя полетов или диспетчера СКП. Одновременно на борт самолета сообщают:

- а) барометрическое давление на аэродроме;
- б) высоту нижней кромки облачности в метрах;
- в) горизонтальную видимость в метрах;
- г) посадочный МПУ и угол сноса;
- д) особые метеоявления на аэродроме (дождь, метель, гололед).

Получив на борт вышеуказанные данные, экипаж должен:

— подтвердить их и приступить к выполнению маневра захода на посадку;

— на высоте эшелона перехода установить шкалы барометрических высотомеров на давление аэродрома и доложить об этом диспетчеру;

— включить БЦН-1;

2. Если на снижении до высоты круга сработала сигнализация РВ-2 сравнить показания барометрического высотомера с РВ-2 (с учетом рельефа местности).

Если показания барометрического высотомера соответствуют показаниям РВ-2, (с учетом рельефа местности), продолжать снижение до высоты круга.

Если показания, барометрического высотомера отличаются от показаний РВ-2 (с учетом рельефа местности) более чем на 100 м, прекратить снижение и уточнить у диспетчера атмосферное давление на аэродроме и место самолета.

Если на снижении сигнализация РВ-2 не сработала, необходимо после занятия высоты круга сверить показания барометрического высотомера и РВ-2 (с учетом рельефа местности).

После сравнения показаний высотомеров установить задатчик РВ-2 на значение высоты 50 м.

3. При заходе на посадку скорость вертикального снижения на предпосадочной прямой выдерживается расчетная в зависимости от скорости ветра и схемы захода по системе. В сложных

метеоусловиях (вне видимости земли) шасси рекомендуется, выпускать после четвертого разворота, т. е. после выхода на последнюю прямую. После выпуска шасси уменьшить скорость полета с 250 до 220 км/час и переключить РВ-2 на диапазон малых высот. Скорость 220 км/час без, выпуска шасси, сохраняется до выхода на визуальный полет. Закрылки, как правило, отклонять после перехода на визуальной, полет.

В, процессе захода на посадку бортмеханик непрерывно ведет контроль за параметрами работы двигателей. При появлении признаков отказа двигателя немедленно докладывает командиру корабля и выполняет его указания.

При посадке в сложных метеоусловиях на ограниченный, .обледеневший или мокрый аэродром для обеспечения точного расчета посадки закрылки выпускать вначале на 20° сразу после выпуска шасси, снижение, производить на скорости 220 км/час. Довыпуск закрывков осуществлять после выхода на визуальный полет

Если до установления надежного визуального контакта с огнями светооборудования аэродрома или другими ориентирами по курсу посадки сработала сигнализация радиовысотомера, необходимо немедленно начать маневр по уходу на второй круг.

4. При визуальном заходе на посадку по малому кругу шасси выпускать перед третьим разворотом. После выпуска шасси скорость полёта уменьшить до 225—230 км/час. На этой скорости произвести третий и четвёртый развороты. После четвертого разворота скорость уменьшить до 200 км/час и удерживать ее до момента отклонения закрывков. На высоте 100 м отклонить на посадочный угол закрылки. После отклонения закрывков скорость уменьшить до 180—185 км/час. Как правило, закрылки следует отклонять полностью.

**Предупреждение.** Если при заходе на посадку в процессе выпуска закрывков создается самопроизвольный крен самолета, следует сразу, не теряя времени на выяснение причин крена, перевести ручку управления закрывками вверх в первоначальное исходное положение «Закрылки подняты» и произвести посадку самолета с убранными закрывками. На земле выявить и устранить причину неисправности.

5. Если посадка происходит при ветре свыше 10 м/сек, отклонять закрылки перед посадкой больше чем на 20° не рекомендуется, а если скорость ветра превышает 20 м/сек посадка производится только с неотклоненными закрывками.

6. При заходе на посадку с боковым ветром борьба со сносом ведется только подбором соответствующего угла упреждения, который убирается на выравнивании перед приземлением.

7. При заходе на посадку в условиях интенсивного обледенения скорость на снижении после отклонения закрылков на посадочный угол должна быть 185—195 км/час в зависимости от степени обледенения самолета.

8. При заходе на посадку ночью на самолетах, где лобовые стекла оборудованы электронагревательным элементом в виде проволочной сетки, происходит оптическое искажение ярко светящихся огней подхода, что усложняет расчет на посадку. Каждый огонь подхода виден в виде «усов», пересекающих под углом переднее стекло. В нормальных метеоусловиях включать посадочные фары рекомендуется у ближней приводной радиостанции на высоте 100—70 м.

9. При заходе на посадку в условиях ограниченной видимости (туман, дымка, осадки) фары включить по усмотрению командира корабля.

10. Включение света посадочных фар производить после установления контакта с землей.

11. В случае, если при включении света посадочных фар создается мешающий световой экран, фары должны быть выключены.

## **9. ВЫПОЛНЕНИЕ МАНЕВРА ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ПО СИСТЕМЕ ОСП**

Началам построения маневра захода самолета на посадку является исходная точка снижения с высоты заданного эшелона над ДПРМ. Эшелоны подхода к аэропорту устанавливаются инструкцией по производству полетов для данного аэропорта. Снижение с заданного эшелона производится по указанию руководителя полетов.

Перевод шкалы давления высотомеров на давление аэродрома посадки экипаж производит по получении команды на снижение и заход на посадку от диспетчера КДП, (который указывает и условия захода на посадку— по схеме или с прямой).

Основными видами маневра снижения и захода самолета на посадку по системе ОСП являются:

- а) посадка с прямой,

- б) маневр от траверза ДПРМ,
- в) маневр прямоугольного маршрута,
- г) маневр стандартного разворота.

**Посадка с прямой** применяется в тех случаях, когда управление подхода к аэродрому совпадает с направлением посадки или отличается на угол не более  $45^\circ$ . Воздушная обстановка в районе аэропорта при этом должна обеспечивать безопасное снижение самолета на маршруте до высоты визуального полета.

Посадка с прямой разрешается, если рельеф по маршруту на расстоянии 50 км от аэродрома позволяет снизить самолет на высоту 300—400 м, а радиолокационное наземное оборудование диспетчерского контроля данного аэропорта позволяет непрерывно следить за провесом снижения самолета вплоть до выхода его на ПРМ с посадочным курсом.

При отсутствии в аэропорту контроля по радиолокатору, а также когда рельеф местности не позволяет безопасно снижать самолет по маршруту до высоты 300—400 м, посадка самолета с прямой возможна только при условии обеспечения визуального подхода к аэропорту на расстоянии 10—15 км при высоте облаков не менее 400—500 м и видимости не менее 5 км.

**Маневр от траверза ДПРМ** выполняется при подходе самолета к аэропорту с курсом, обратным посадочному. Применяется при тех же условиях и с теми же ограничениями, что и заход с прямой.

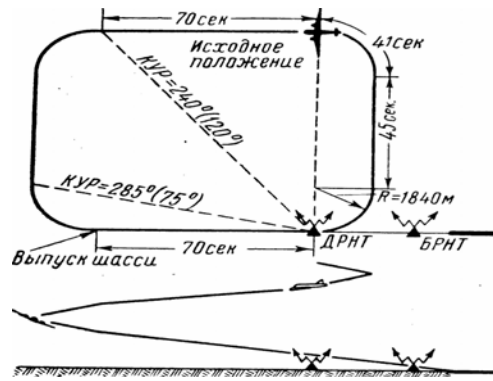
Маневр заключается в том, что самолет с курсом, обратным (посадочному, на высоте 300—400 м подводится по командам наземного радиолокатора на траверз ДПРМ на удалении 6—8 км от оси ВПП. Далее маневр строится как и по прямоугольному маршруту.

**Маневр методом прямоугольного маршрута** применяется, когда невозможно произвести заход на посадку с прямой или от траверза ДПРМ, или когда самолет подлетает к аэропорту в сложных метеоусловиях на заданном эшелоне.

Порядок выполнения прямоугольного маршрута следующий (см. рис. 16):

1. После/получения от руководителя полетов разрешения на посадку и условий захода на посадку устанавливаются барометрические высотомеры по давлению на аэродроме и включается высотомер РВ-2 в диапазон больших высот (диапазон 2)

*Рис. 16. Схема захода самолета на посадку по прямоугольному маршруту (время итилевое).*



2. После выхода на ДПРМ самолет выводится на курс, перпендикулярный посадочному ( $\text{ПМПУ} \pm 90^\circ$ ), и включается секундомер. По истечении 45 сек. (согласно схеме) полета выполняется второй разворот на курс, обратный посадочному ( $\text{ПМПУ} \pm 180^\circ$ ).

3. Выполняется полет по прямоугольному маршруту на исходной высоте или со снижением с высоты нижнего эшелона до исходной высоты (300—400 м), учитывая ветер на всех участках маршрута. Скорость полета должна выставляться 250 км/час по прибору, крен на разворотах  $15^\circ$ — $20^\circ$  и высота 300—400 м (высота для данного аэропорта).

4. В момент пролета траверза ДПРМ (при левом маршруте  $\text{КУР} = 270^\circ$ , при правом маршруте  $\text{КУР} = 90^\circ$ ) экипаж включает секундомер и ведет отсчет времени полета в течение 70 сек. (для штиля). На этом участке полета сверяются показания ГПК с МК. При наличии бокового ветра следует взять упреждение на величину угла сноса.

5. По истечении расчетного времени экипаж выполняет третий разворот на курс, перпендикулярный посадочному ( $\text{ПМПУ} \pm 90^\circ$ ). Контрольный КУР начала третьего разворота — при левом маршруте  $240^\circ$ , при правом.  $120^\circ$ .

6. Четвертый разворот определяется по КУР равному при левом маршруте  $285^\circ$ , а при правом  $75^\circ$ . При наличии бокового ветра четвертый разворот следует начинать с поправкой КУР на  $\pm 3^\circ$ — $5^\circ$  (в зависимости от боковой составляющей ветра). При левом маршруте, если ветер на ПМПУ слева, четвертый разворот следует начинать при  $\text{КУР} = 288^\circ$ — $290^\circ$ , если ветер справа—при  $\text{КУР} = 282^\circ$ — $280^\circ$ . При правом маршруте четвертый разворот следует начинать, если ветер на ПМПУ слева, при  $\text{КУР} = 78^\circ$ — $80^\circ$ , если ветер на ПМПУ справа, при  $\text{КУР} = 70^\circ$ — $73^\circ$ .



7. После выполнения четвертого разворота командир корабля подает команду выпустить шасси, докладывает на СКП о выходе на посадочную прямую и после получения разрешения на посадку переключает радиовысотомер на диапазон малых высот.

8. После выпуска шасси следует перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью, рассчитанной заранее, и уменьшить скорость полета до *220 км/час*, сохраняя эту скорость до выхода на визуальный полет. Мощность двигателей при этом подбирается в соответствии с вертикальной скоростью снижения. Выпуск закрылков производится в соответствии с рекомендациями, изложенными в п. 2 раздела «заход на посадку».

9. После пролета ДПРМ продолжается полет со снижением (*2—3 м/сек*) на скорости *220 км/час* по прибору. Направление полета выдерживается по показаниям АРК-5-П, настроенного на БПРМ, и при необходимости вводятся поправки в курс. Пролет ДПРМ определяется по звуковым и световым сигналам маркерного радиоприемника и по изменению КУР на  $180^\circ$ . О моменте пролета ДПРМ экипаж должен доложить руководителю полетов.

Сохраняя нормальный режим снижения, экипаж сосредоточивает свое внимание на показаниях авиагоризонта, вариометра, указателя скорости, барометрического и радиовысотомера, не допуская резких движений органами управления при исправлении курса.

10. Если после пролета над БПРМ на минимальной высоте не видно огней подхода и посадочной полосы (огней старта ночью), командир корабля должен дать команду «Уходим на второй круг» и уйти на второй круг.

11. После пролета БПРМ на высоте *50 ж* и хорошей видимости старта (или огней светостарта ночью) командир корабля производит посадку визуально.

**Маневр методом стандартного разворота** применяется при тех же условиях, что и маневр прямоугольного маршрута. Форма маневра по стандартному развороту обуславливается, как правило, наличием препятствий в районе аэродрома (горы, радиомачты, запретные зоны и т. д.).

Маневр захода на посадку методом стандартного разворота выполняется в следующем порядке:

1. Получив разрешение на посадку, самолет выводится на ДПРМ с курсом, обратным посадочному. Выход на ДПРМ на заданной высоте докладывается диспетчеру КДП. Полет с курсом, обратным посадочному, экипаж выполняет на скорости *250 км/час* с убранным

шасси в горизонтальном полете или со снижением, если это предусмотрено схемой для данного аэродрома. При этом необходимо строго выдерживать установленную высоту горизонтального полета или время начала и окончания снижения. Для выполнения полета по заданной линии пути следует учитывать влияние ветра на полет. Поправку в курс на угол сноса определяет экипаж (или получает ее от руководителя полетов). При полете на этом участке уточняются: - показания ГПК в соответствии с магнитным курсом (ГПК автопилота устанавливается на  $МК = МК_{\text{пос}} \pm 180^\circ$ ) и работа приводных радиостанций

2. Начало стандартного разворота определяется временем полета от ДПРМ до стандартного разворота, предусмотренного инструкцией по заходу и расчету на посадку по системе ОСП для данного аэродрома. При этом должна вноситься поправка на скорость встречного или попутного ветра с целью сохранения постоянства времени, затрачиваемого для захода на посадку. Поправка на ветер вносится после следующего расчета: при продолжительности полета до стандартного разворота, равного 1,5 мин., это время при попутном ветре должно быть уменьшено на 3 сек., а при встречном — увеличено на 4 сек. на каждый метр в секунду скорости ветра

3. Стандартный разворот при безветрии и при встречном ветре на посадочном курсе выполняется в следующем порядке:

- разворот самолета на  $80^\circ$  вправо — при левом стандартном развороте или влево — при правом стандартном развороте;
- переключивание самолета в обратный разворот;
- разворот самолета на  $260^\circ$ ;
- вывод самолета из разворота по радиокompасу на  $КУР = 0^\circ$ ;
- полет в течение 50 сек. до точки начала разворота.

В процессе стандартного разворота необходимо выдерживать заданную высоту полета, скорость  $250 \text{ км/час}$  по прибору и крен самолета  $15^\circ$ . Соблюдение высоты, скорости и крена обуславливает вывод самолета из стандартного разворота на ось позиционной линии (ПМПУ) в условиях безветрия или ветра, дующего в створе ВПП.

Основным видом контроля точности выхода самолета на позиционную линию в процессе выполнения стандартного разворота является сличение курсовых углов по ДПРМ с курсом полета самолета перед выходом на МПУ.

В процессе правильного разворота КУР отличается от  $0^\circ$  на меньшую величину, чем курс самолета от посадочного МПУ. Соотношение курсовых углов и курса самолета в трех контрольных точках показан на рис. 17. Исправление достигается уменьшением или увеличением (но не более чем до  $20^\circ$ ) угла крена самолета. Окончательный контроль точности выхода самолета на ПМПУ осуществляется в момент, когда  $\text{КУР} = 0^\circ$ . При этом курс самолета будет равен ПМПУ.

Если при  $\text{КУР} = 0^\circ$  магнитный курс больше ПМПУ, самолет уклоняется влево, если магнитный курс меньше посадочного ПМПУ, самолет уклоняется вправо.

При наличии бокового ветра то отношению к позиционной линии системы ОСП необходимо во избежание бокового уклонения во время стандартного разворота вносить поправки в снос, в первой части стандартного разворота (при отвороте) на величину  $\pm 2$  угла сноса.

Отворот на ветер выполняется не на  $80^\circ$ , а на  $80^\circ + 2^\circ$  угла сноса, отворот по ветру выполняется на угол  $80^\circ - 2^\circ$  угла сноса.

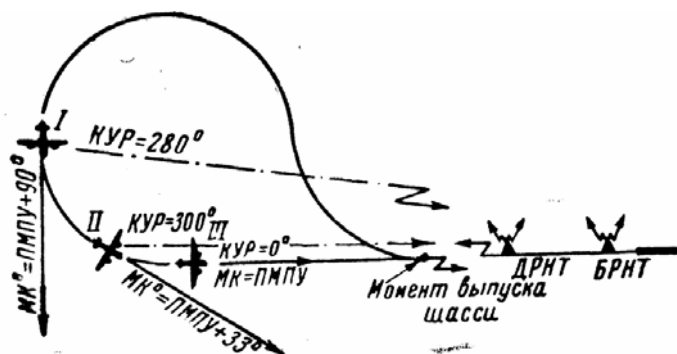


Рис. 17. Три точки контроля правильности выхода самолета на линию посадки.

Отсчет величины отворота с учетом поправки производить от магнитного курса.

**Пример:** Обратный ПМПУ системы ОСП равняется  $25^\circ$ , в полете выдерживается  $\text{МК} = 20^\circ$ . Отворот вправо (при левом стандартном развороте) выполнен до  $\text{МК} = 95^\circ$ , т. е. меньше на  $10^\circ$ . Вывод из

стандартного разворота в данном случае произведен на КУР =  $355^\circ$  при МК =  $210^\circ$  с учетом сноса, равного  $-5^\circ$ .

4. При полете самолета на участке от стандартного разворота до ДПРМ следует:

— доложить на СКП о выполнении стандартного разворота, получив разрешение на посадку, переключить РВ-2 на диапазон малых высот;

— включить секундомер и через 50 сек. горизонтального полета дать команду «Выпустить шасси»;

— одновременно с выпуском шасси перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью  $2-3$  м/сек, или которая была рассчитана заранее), сохраняя скорость полета  $220$  км/час по прибору. Мощность двигателей при этом подбирается в соответствии с вертикальной скоростью снижения;

— при наличии бокового уклонения самолета от позиционной линии принять меры к выходу на нее. Если уклонение незначительное (угол ДП =  $5^\circ-8^\circ$ ) и нет бокового ветра, выход на линию пути с постоянным КУР<sub>вых</sub> =  $350^\circ$  — при уклонении влево и КУР<sub>вых</sub> =  $10^\circ$  — при уклонении вправо. При боковом ветре и уклонении самолета в сторону, куда дует ветер, для выхода на позиционную линию КУР<sub>вых</sub> должен отличаться от  $360^\circ$  на двойную величину угла сноса.

**Пример:** На ПМПУ УС =  $+10^\circ$ . Экипаж после вывода самолета из стандартного разворота определил уклонение самолета вправо. Для выхода на линию ПМПУ необходимо развернуть самолет влево до КУР =  $20^\circ$  и продолжать полет на радиостанцию, выдерживая постоянным КУР =  $20^\circ$ . Когда величина МК самолета будет приближаться к величине, равной ПМПУ —  $20^\circ$ , нужно развернуть самолет вправо на курс, равный ПМПУ — УС $^\circ$ . При уклонении самолета в сторону, откуда дует ветер, для выхода на линию пути следует выдерживать КУР =  $0^\circ$  и следить за изменением МК; когда МК будет приближаться к значению ПМПУ, нужно выполнить разворот на курс, равный ПМПУ ( $\pm$ УС), в этом случае самолет будет на линии пути с упреждением на величину угла сноса;

— при дальнейшем полете удерживать самолет на линии пути, сохраняя постоянным режим полета, скорость полета  $220$  км/час по прибору, вертикальная скорость  $2-3$  м/сек.

Если упреждение взято неправильно и самолет уклоняется вправо, надо уменьшить упреждение по КУР на  $3\text{--}5^\circ$ —при сносе влево или увеличить упреждение по КУР на  $5\text{--}7^\circ$  при сносе вправо.

В полете необходимо добиться такого положения, чтобы МК отличался от посадочного курса на такую величину, на которую КУР отличается от  $360^\circ$  (с обратным знаком).

Например, если КУР меньше  $360^\circ$  на  $5^\circ$ , МК должен быть больше посадочного курса на  $5^\circ$  (МПП должен быть равен посадочному МПУ).

На этом участке периодически проверять скорость и высоту;

— когда высота полета будет на  $20\text{--}30\text{ м}$  больше установленной для пролета над ДПРМ, следует увеличить мощность двигателям и плавно перевести самолет в режим горизонтального полета, не допуская уменьшения скорости ниже  $220\text{ км/час}$  по прибору, снижения и высоты ниже установленной по схеме для данного аэропорта. В полете при этом не допускать кренов, даже маленький крен уводит самолет с курса и затрудняет пилотирование самолета и удерживание его на линии ПМПУ;

— при приближении к ДПРМ, когда самолет летит несколько в стороне от линии ПМПУ, может наблюдаться резкое изменение МК при сохранении постоянного КУР. В таком случае следует удерживать постоянным подобранный МК; разворот для сохранения постоянным КУР вызывает уклонение самолета от ПМПУ и усложняет дальнейший полет до БПРМ.

Пролет ДПРМ определяется по звуковым и световым сигналам маркерного радиоприемника и изменению КУР на  $180^\circ$ .

О пролете ДПРМ необходимо доложить руководителю полетов.

Дальнейший полет от ДПРМ до БПРМ и выполнение посадки производятся так же, как это изложено при заходе на посадку при прямоугольном маршруте (от ДПРМ и до посадки).

## **10. ВЫПОЛНЕНИЕ МАНЕВРА ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ПО СИСТЕМЕ СП-50**

Снижение самолета с высоты эшелона и пробивание облачности производятся по показаниям АРК-5, настроенного на ДПРМ.

*Подготовка экипажа к выполнению захода  
на посадку*

1. Получив разрешение от руководителя полетов войти в зону аэропорта, оборудованного системой СП-50, экипаж самолета в соответствии с утвержденной для данного аэропорта схемой выполняет маневр снижения самолета, используя имеющиеся в аэропорту радионавигационные средства (наземный радиолокатор, автоматический радиопеленгатор, ДПРМ), и выводит самолет к началу четвертого разворота на установленную для данного аэропорта высоту.

2. Выполняя полет по утвержденной для данного аэропорта схеме, экипаж самолета обязан (рис. 18):

а) прежде чем включать питание курсового и глиссадного радиоприемников, убедиться, что стрелки курса и глиссады прибора ПСП находятся строго в центре шкалы; в случае, если стрелки отклонены в сторону, установить их по центру шкалы при помощи механических корректоров;

б) поставить переключатель с маркировкой «СП-50— ИЛС» в положение «СП-50»;

в) установить на щитке управления номер канала соответственно рабочим частотам курсоглиссадных радиомаяков в данном аэропорту;

г) включить питание курсоглиссадного и маркерного приемников;

д) проверить электрическую балансировку указателя курсового приемника. Для проверки электрической балансировки необходимо нажать ручку «баланс» и, если стрелка при этом не установится в центре черного кружка шкалы, то, не отпуская ручку, повернуть ее в ту или иную сторону, совмещая стрелку с центром шкалы;

е) убедиться в исправной работе курсового и глиссадного радиоприемников на самолете по отклонению стрелок прибора ПСП и по закрытию бленкеров на шкале прибора ПСП; проверка исправности производится в период от пролета траверза дальней приводной до начала четвертого разворота.

**Запрещается** вращать ручку баланса, когда окна бленкеров на приборе ПСП не закрыты черными флажками;

ж) уточнить посадочный курс следования по данным, полученным с земли:

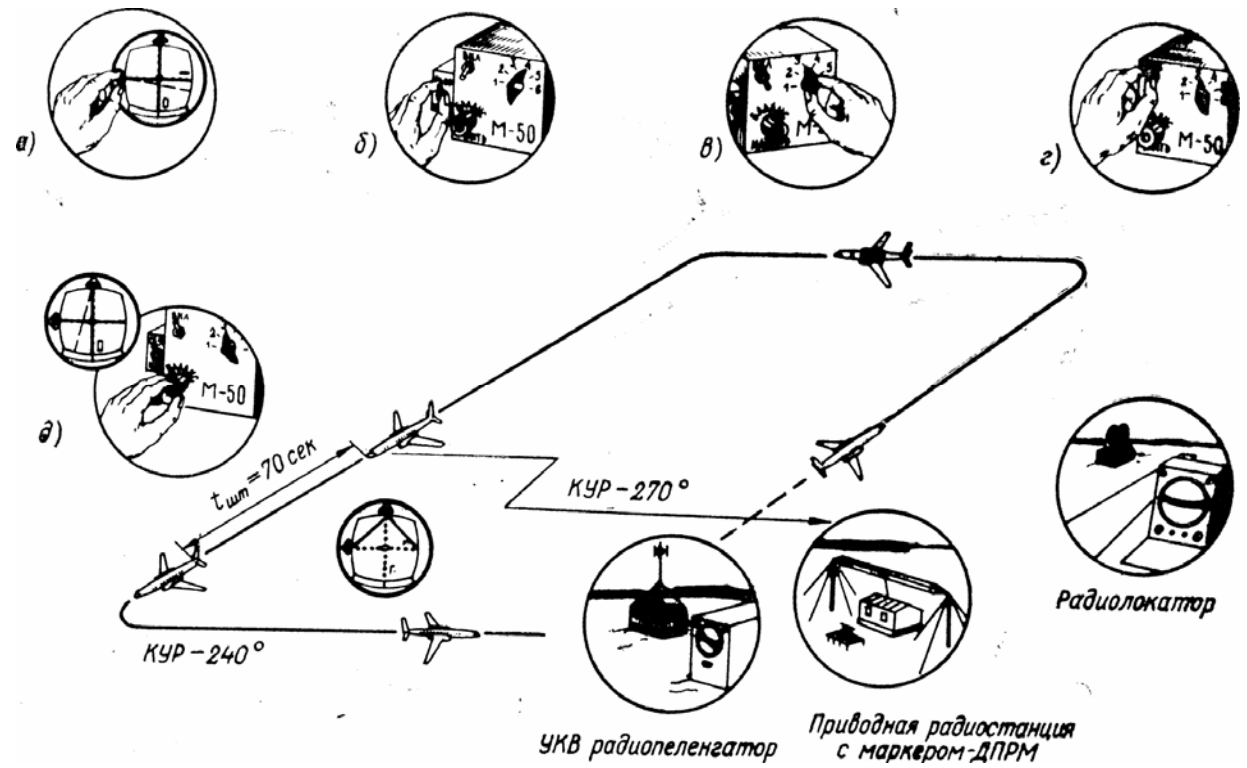


Рис. 18. Подготовка самолетной аппаратуры СП-50 к выполнению захода на посадку.

- если с земли получена поправка в посадочный курс на снос (ПК), то посадочный курс следования будет равен посадочному путевому углу + ( $\pm$ ПК);
- если с земли (Получен угол сноса (УС), то посадочный (курс следования будет равен посадочному путевому углу минус ( $\pm$ УС);
- если с земли получена боковая составляющая ветра «а оси ВПП (в м/сек), то определить угол сноса, считая, что каждый метр в секунду боковой составляющей для самолета Ил-14= $1^\circ$  угла сноса.

#### *Выполнение четвертого разворота и вход в зону курса*

1. Определить момент начала четвертого разворота одним из следующих способов:

а) с помощью АРК-5 по расчетному КУР дальней приводной радиостанции, который в штатных условиях для стандартной схемы должен быть равен: при левом развороте  $285^\circ$ , при правом развороте  $75^\circ$ . Для нестандартных условий КУР четвертого разворота берется из схемы снижения и захода на посадку в данном аэропорту;

б) по команде, полученной от диспетчера, руководящего посадкой самолета;

в) по отшкаливанию (началу движения стрелки от края шкалы к центру) стрелки курса прибора ПСП.

Последний способ применяется в том случае, когда первые два применить не представляется возможным.

2. Определив момент начала четвертого разворота по КУР дальней приводной радиостанции или по команде, полученной с земли, выполнить по ГПК или ДГМК четвертый разворот на расчетный посадочный курс следования, выдерживая крен  $15^\circ$  и скорость по прибору  $250 \text{ км/час}$ .

3. В процессе четвертого разворота, для обеспечения входа в зону курса, экипаж самолета обязан контролировать полет путем сопоставления показаний ГПК (ДГМК) с показаниями стрелки курса прибора ПСП. Контроль осуществляется, исходя из следующих положений:

а) если отшкаливание стрелки курса произойдет в тот момент, когда до окончания разворота на посадочный курс останется  $45^\circ$ , то это свидетельствует о том, что разворот выполняется правильно и самолет после четвертого разворота должен выйти на осевую линию зоны курса, после чего можно продолжать полет с посадочным



курсом следования. Однако необходимо учитывать, что выйти после разворота на осевую линию зоны курса не всегда удастся, да и практически в этом нет необходимости, так как при новой регулировке самолетной аппаратуры СП-50 можно успешно выполнять заход на посадку, находясь в любой точке зоны курса, правее или левее осевой линии;

б) если отшкаливание стрелки курса прибора ПСП произойдет в тот момент, когда до окончания разворота на посадочный курс останется не менее  $10^\circ$  и не более  $65^\circ$ , то самолет после окончания разворота войдет в зону курса и далее может продолжать полет с последующим подбором курса следования. Для того чтобы обеспечить в дальнейшем выход на линию посадки, целесообразно, в зависимости от стороны уклонения, оканчивать четвертый разворот на курсе, большем или меньшем расчетного (посадочного) на  $3\text{—}6^\circ$ ;

в) если до окончания четвертого разворота осталось  $10^\circ$ , а стрелка курса прибора ПСП не начала отшкаливаться, то следует прекратить разворот и продолжать полет с этим курсом до начала отшкаливания стрелки курса, т. е. до входа самолета в зону курса;

г) если отшкаливание стрелки курса произойдет в тот момент, когда до окончания разворота на посадочный курс останется не более  $65^\circ$ , то следует увеличить крен при развороте до  $20^\circ$ ; если же после этого стрелка курса перейдет центр шкалы прибора и дойдет до упора с противоположной стороны, то необходимо возвратить самолет в зону курса. Для этого надо взять начальное упреждение к посадочному курсу  $10\text{—}15^\circ$  и выполнять полет с этим курсом до входа в зону, т. е. до момента обратного отшкаливания.

4. Определив момент начала четвертого разворота по отшкаливанию стрелки курса прибора ПСП, выполнить четвертый разворот в следующем порядке:

а) как только стрелка курса прибора ПСП начнет отшкаливаться, немедленно приступить к четвертому развороту по ГПК или ДГМК, выдерживая крен  $20^\circ$  и скорость по прибору  $250\text{ км/час}$ ;

б) продолжать разворот до тех пор, пока самолет не выйдет на курс, больший (при правом развороте) или меньший (при левом развороте) посадочного курса на величину  $20^\circ$ .

**Примечание.** На аэродромах, где установлена схема захода на посадку с углом крена  $25^\circ$ , третий и четвертый развороты выполняются с креном  $25^\circ$ .

К окончанию четвертого разворота стрелка курса прибора ПСП будет находиться на упоре, так как самолет закончит разворот правее или левее зоны;

в) для входа в зону курса продолжать полет, наблюдая за стрелкой курса ПСП. Как только стрелка прибора начнет отшкаливаться, повернуть самолет к посадочному курсу с креном  $15\text{—}20^\circ$  настолько, чтобы движение стрелки стало медленным, и после этого плавно вывести самолет на посадочный курс следования. В этом случае Самолет войдет в зону курса примерно в 7 км от начала ВПП.

5. При заходе на посадку в зоне курса, которая располагается под углом к линии посадки и пересекается с шей в районе ближней приводной радиостанции, вход в зону курса следует осуществлять в том же порядке, но руководствоваться не посадочным курсом, а углом залегания зоны.

6. Вход в зону курса при посадке с прямой осуществляется на значительном удалении от ВПП, поэтому экипаж самолета обязан:

а) войдя в зону действия курсового радиомаяка, определить по стороне зашкаливания стрелки курса прибора ПСП положение самолета относительно линии курса;

б) определив положение самолета, повернуть самолет к линии посадки (в сторону зашкаливания стрелки) на  $10\text{—}30^\circ$  и продолжать полет с этим курсом до входа в зону курса, что будет отмечено началом отшкаливания стрелки курса;

в) при начале отшкаливания стрелки курса развернуть самолет на посадочный курс следования и в дальнейшем выполнять полет тем же правилам, изложенным выше для случая входа в зону курса после четвертого разворота.

На рис. 19 а, б, в и г показаны возможные случаи выполнения четвертого разворота и входа в курсовой сектор.

*Полет в зоне курсового радиомаяка (рис. 20а, б)*

1. По окончании четвертого разворота экипаж самолета, войдя в зону курсового радиомаяка, обязан удерживать самолет в зоне курса

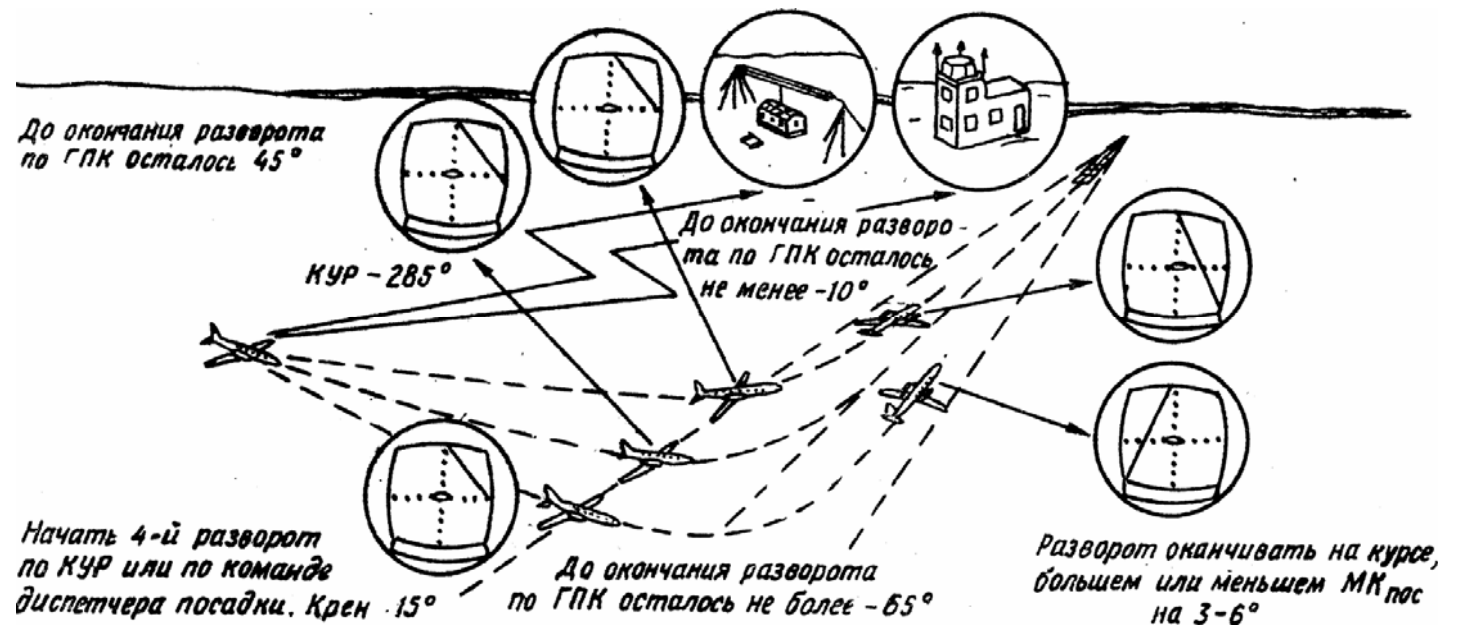


Рис. 19а. Правильное выполнение четвертого разворота

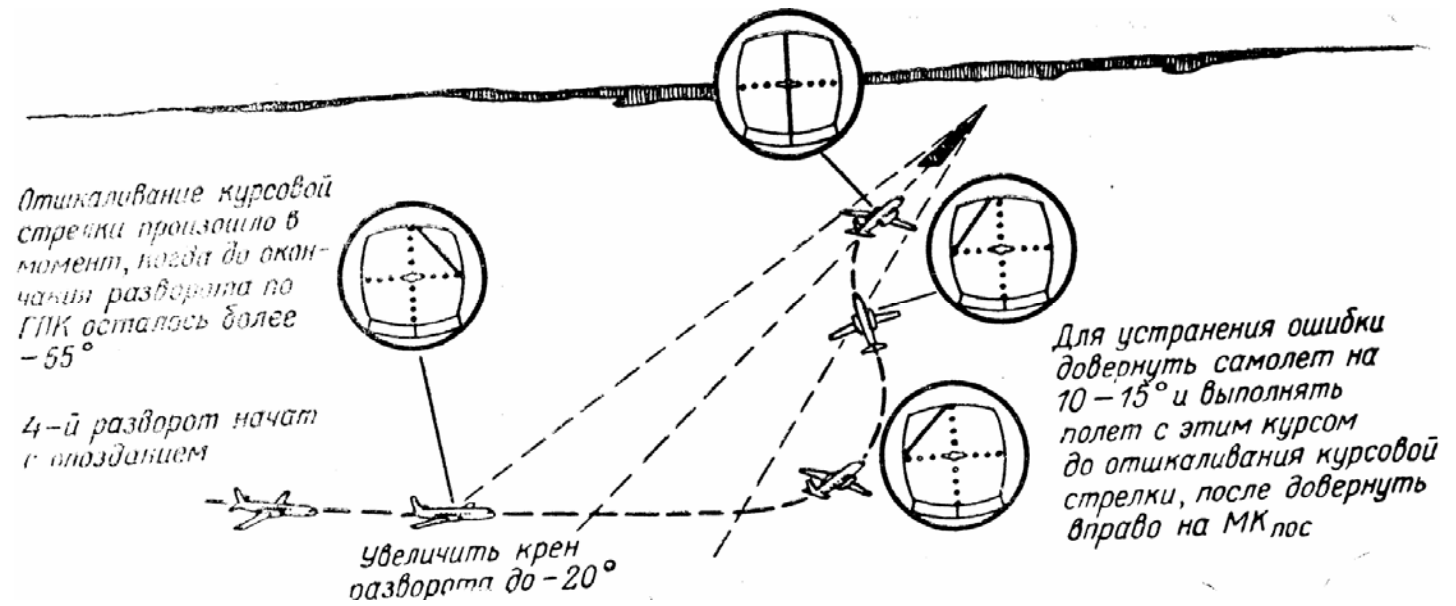


Рис 19, б. Поздний четвертый разворот.

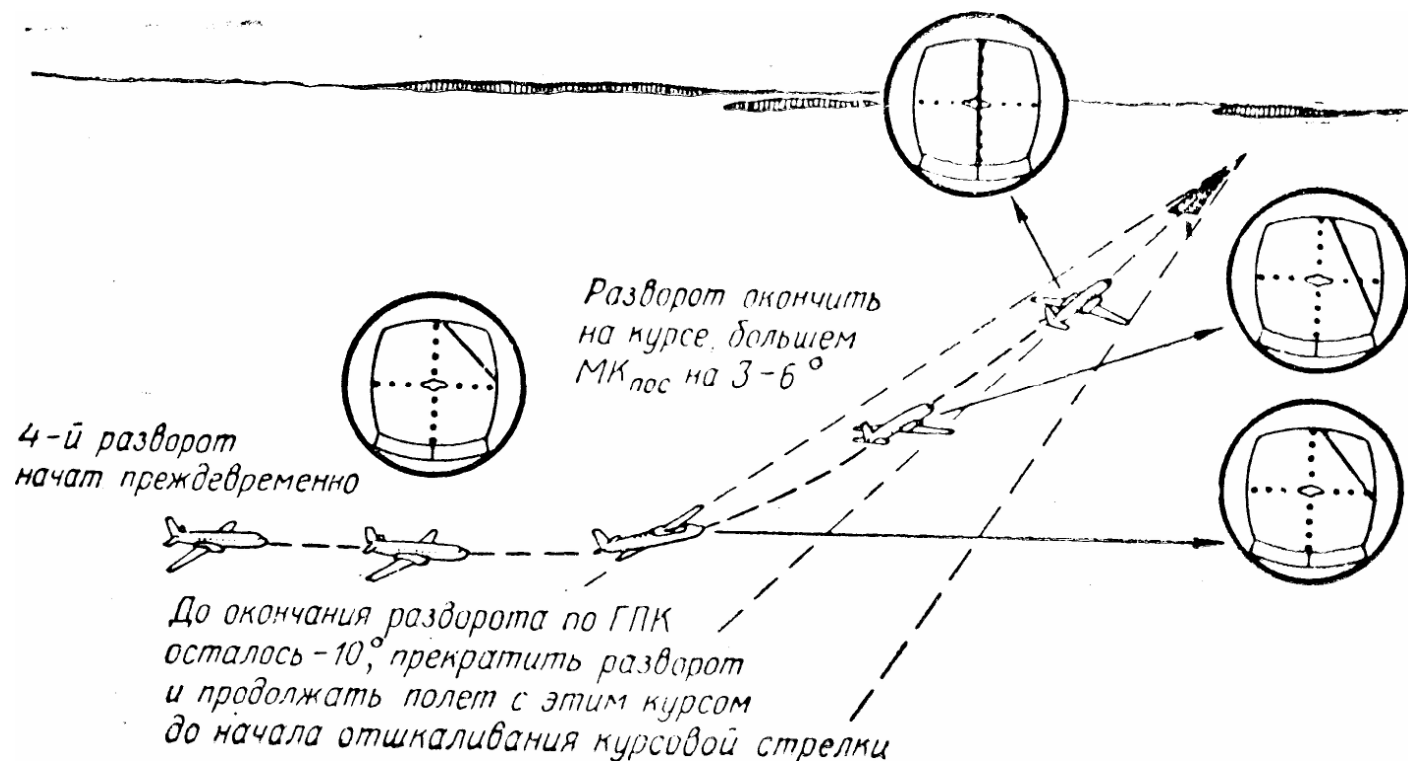


Рис. 19, в. Ранний четвертый разворот.

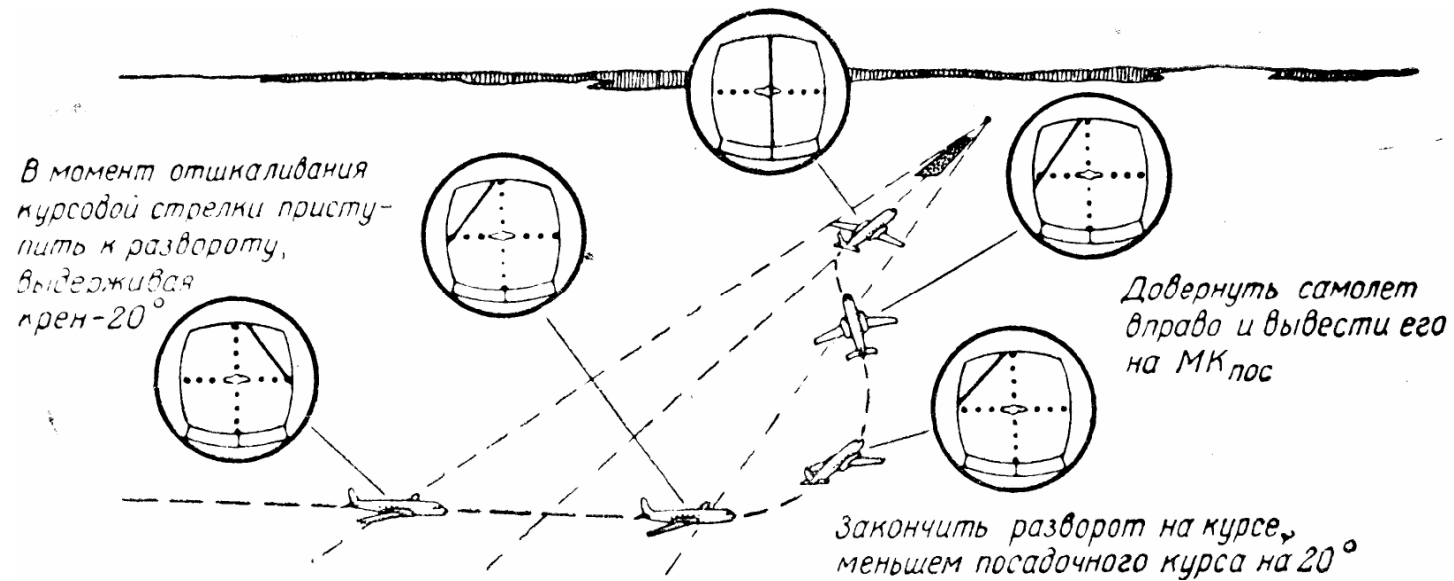


Рис. 19, г. Выполнение четвертого разворота по отшкаливанию стрелки курса.

с расчетом вывести его на линию посадки к моменту пролета ближней приводной радиостанции.

При новой регулировке аппаратуры нет необходимости сразу же после входа в зону курса стараться выйти на линию посадки, т. е. удерживать стрелку прибора ПСП в пределах черного кружка.

До пролета дальней приводной радиостанции и над ней стрелка курса может находиться на любой точке шкалы прибора; между приводными станциями — в пределах до 2—3-й точек, а над ближней приводной радиостанцией — в пределах силуэта самолета на шкале. Основной задачей экипажа является подобрать такой курс, при котором движение стрелки замедлится и остановится к моменту подхода к черному кружку шкалы прибора ПСП. Это и будет посадочным курсом следования, который в дальнейшем нужно выдерживать до ближней приводной радиостанции.

2. Удерживая самолет в зоне курса, экипаж самолета должен уточнить расчетный посадочный курс следования, а в случае необходимости — вновь подобрать его.

3. Подбор и уточнение посадочного курса следования при полете в зоне курсового радиомаяка осуществляются в следующем порядке:

а) при небольших отклонениях, что определяется по появлению заметного движения стрелки курса от центра прибора ПСП, необходимо остановить движение стрелки путем внесения в посадочный курс поправки 2—3° в сторону возникающего движения стрелки;

б) в случае значительного отклонения самолета от линии посадки развернуть его в сторону отклонения стрелки настолько, чтобы стрелка курса приобрела заметное движение к центру прибора ПСП. При приближении самолета к линии посадки постепенно уменьшать упреждение с таким расчетом, чтобы при постоянном курсе остановилось движение стрелки.

4. Для обеспечения более точного вывода самолета на посадку допускаются следующие отклонения стрелки прибора ПСП:

а) над дальней приводной радиостанцией — на всю шкалу;

б) между дальней и ближней приводными радиостанциями — в пределах до третьей и второй точек;

в) над ближней приводной радиостанцией — в пределах силуэта самолета;

г) от ближней приводной радиостанции до приземления — в пределах черного кружка,

При более значительных отклонениях пилотирование усложняется, точность выхода самолета на ВПП падает и обычным исправлением такого захода является уход на второй круг.

*Вход в зону глиссадного радиомаяка и полет в зоне  
(рис. 20, в, г)*

1. После четвертого разворота и входа в зону курса полет следует выполнять, как правило, без снижения стрелка глиссады ПСП будет зашкалена вверх.

2. Вход в зону глиссады осуществляется при полете самолета в зоне курса. Порядок входа в зону глиссады следующий:

а) выполняя полет без снижения, необходимо следить за стрелкой глиссады прибора ПСП;

б) как только стрелка глиссады начнет отшкаливаться, необходимо постепенно начинать снижение с нарастанием вертикальной скорости так, чтобы движение стрелки глиссады замедлилось и прекратилось к моменту ее подхода к центру черного кружка или верхнему обрезу его.

Перед началом снижения экипаж самолета должен выпустить шасси.

3. Чтобы обеспечить полет самолета в зоне глиссады, необходимо выдерживать подобранную вертикальную скорость снижения, наблюдая за стрелкой глиссады прибора ПСП.

Если стрелка глиссады будет перемещаться от центра к краю шкалы, то это свидетельствует о том, что вертикальная скорость снижения подобрана неточно или допущена другая ошибка.

4. Исправление допущенных ошибок в полете по глиссаде выполняется путем изменения вертикальной скорости снижения до появления заметного движения стрелки глиссады к центру прибора. После этого вертикальную скорость необходимо изменить таким образом, чтобы движение стрелки замедлилось и прекратилось ко времени ее подхода к центру прибора ПСП.

5. Точный выход на ВПП может быть осуществлен,



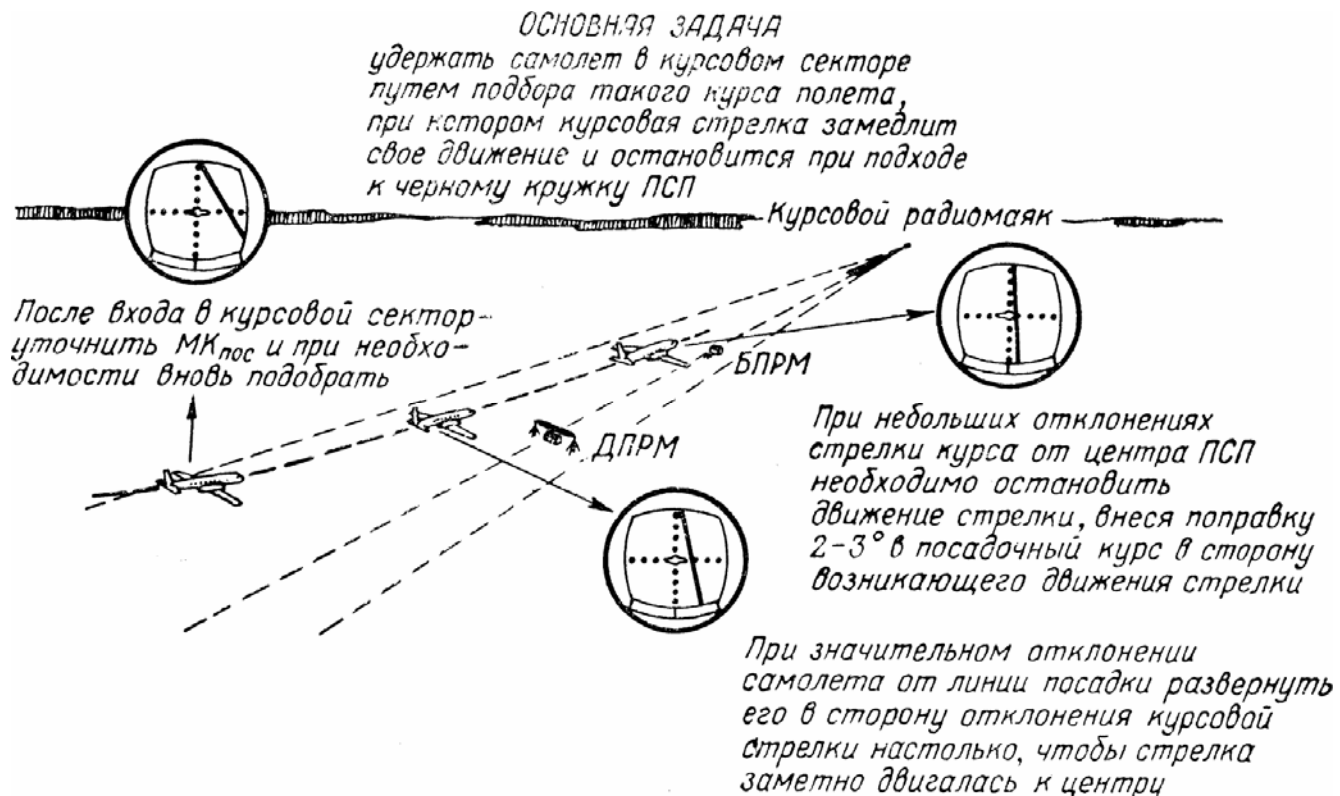


Рис. 20, а. Полет в секторе курса.

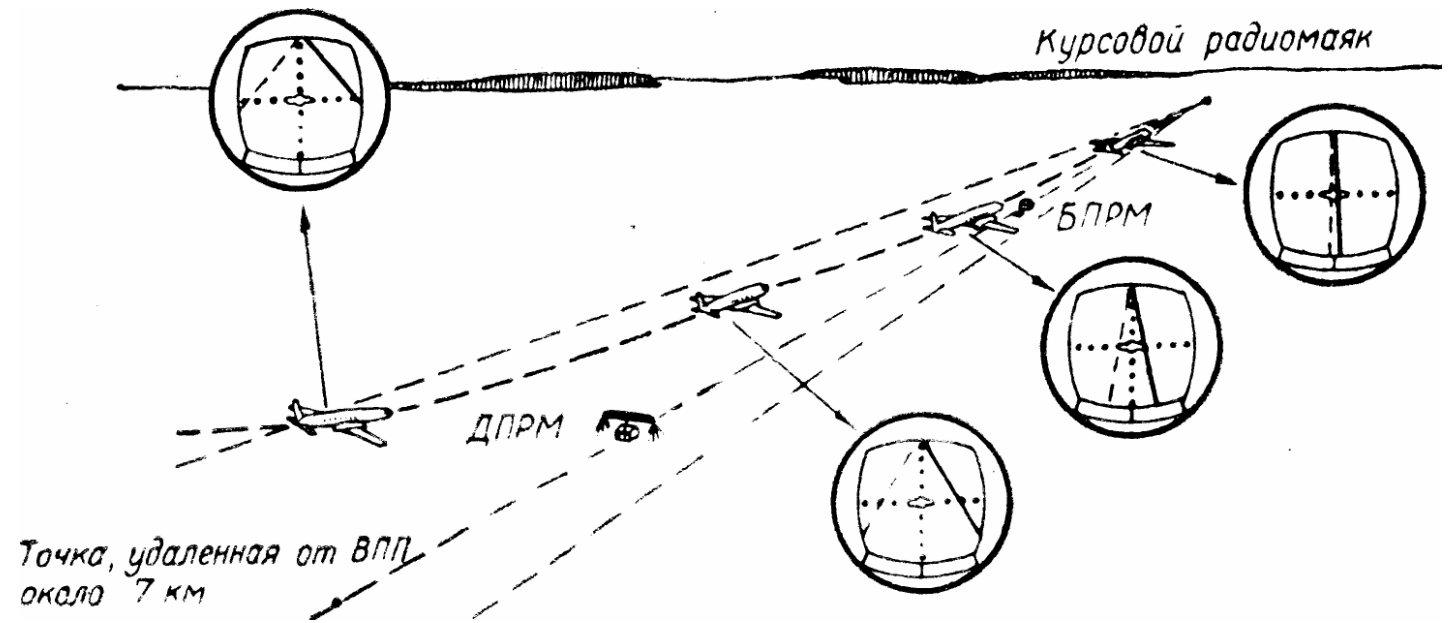


Рис. 20,б. Допустимые отклонения курсовой стрелки.

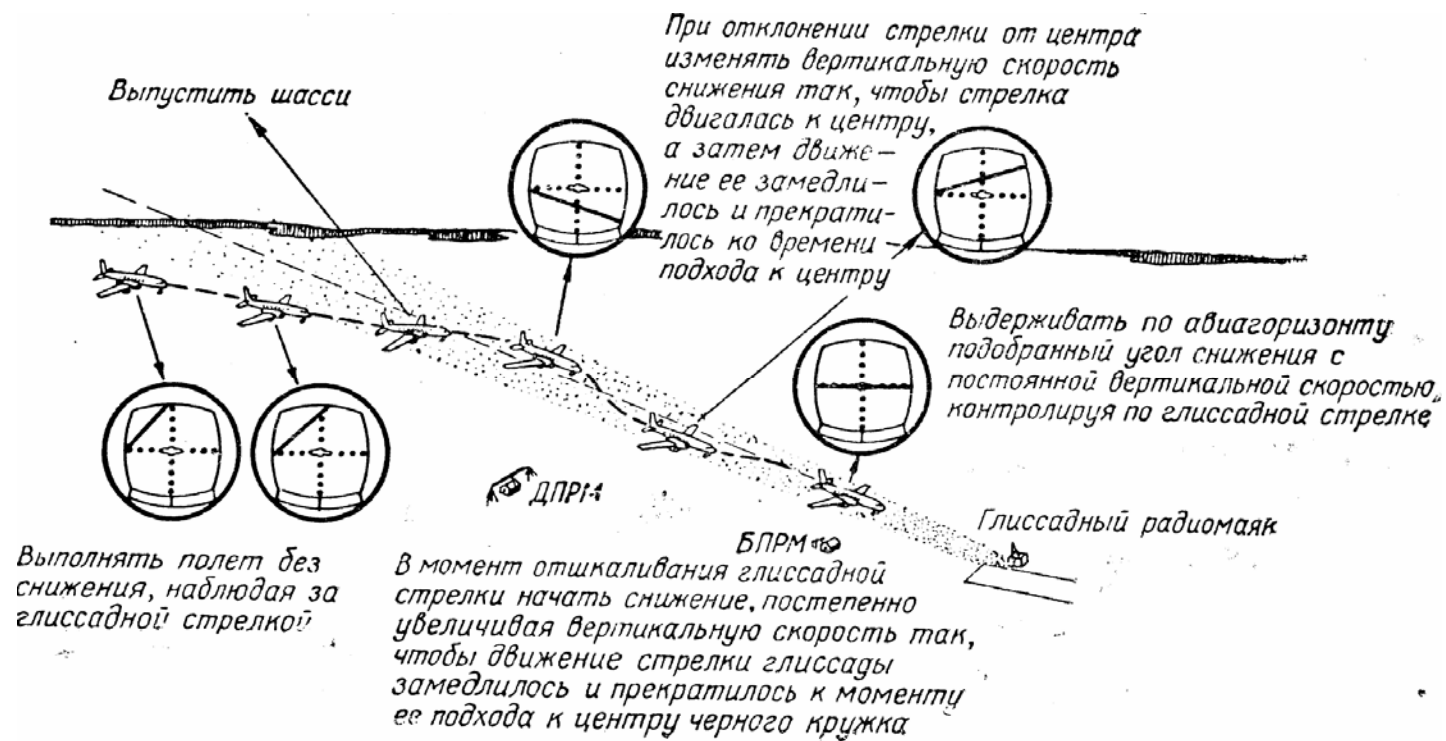


Рис. 20, в. Полет в секторе глиссады.

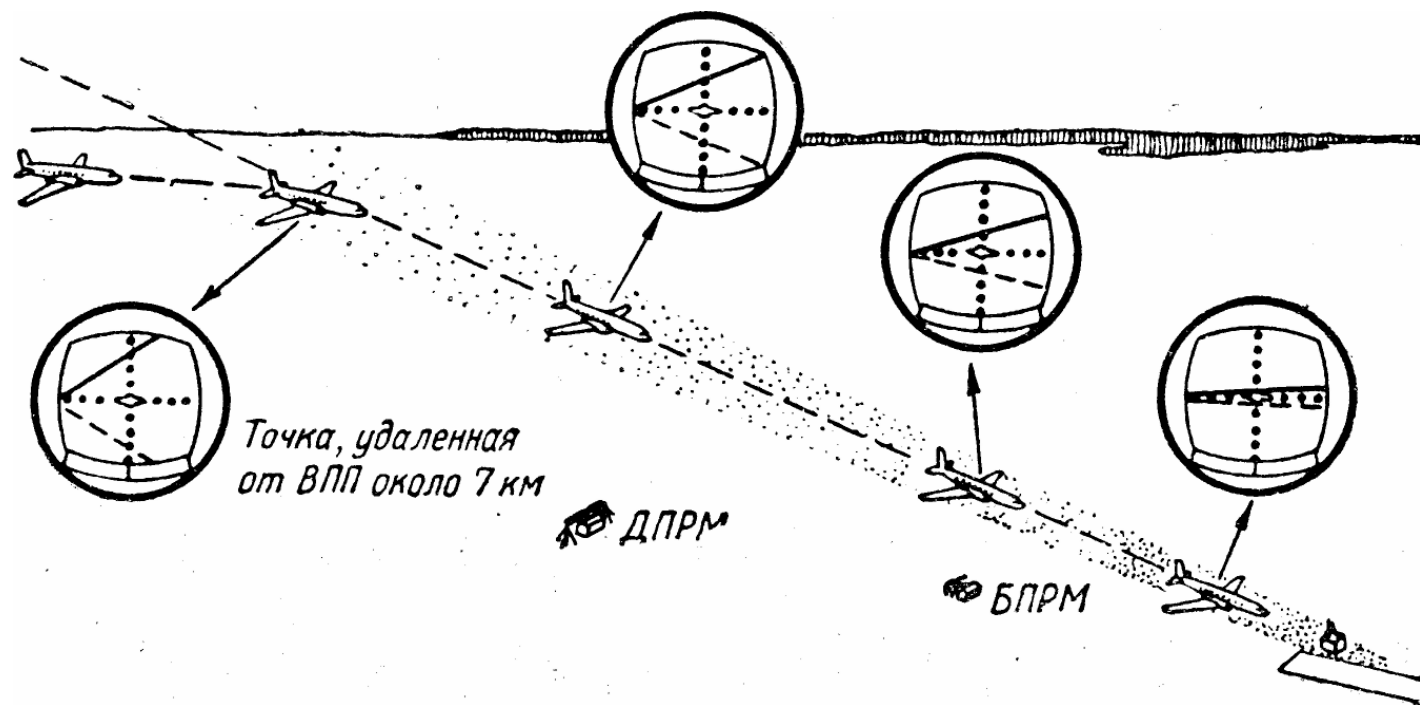


Рис. 20, г. Допустимые отклонения глиссальной стрелки.

- если отклонения стрелки глиссады прибора ПСП будут ограничены:
- а) над дальней приводной радиостанцией — в пределах до второй точки;
  - б) над ближней приводной радиостанцией — в пределах до первой точки;
  - в) над границей ВПП — в пределах белого кружка.

#### *Пролет дальней приводной радиостанции СП-50*

Пролетая над дальней приводной радиостанцией, которая является контрольным пунктом при заходе на посадку, экипаж самолета обязан:

1. При полете в зоне курса определить точность подбора посадочного курса самолета, а именно: если при полете по ГПК (ДГМК) с подобранным посадочным курсом следования стрелка курса прибора ПСП находится хотя и не в центре шкалы, но в неподвижном состоянии, то курс подобран правильно и можно продолжать полет с тем же курсом, стремясь небольшими доворотами привести стрелку курса к черному кружку.

2. При полете в зоне глиссадного маяка определить по высоте пролета дальней приводной радиостанции возможность продолжать снижение по глиссаде:

— если над дальней приводной радиостанцией при полете по осевой линии зоны глиссады и несколько выше ее в пределах второй точки) высота полета будет соответствовать или превышать установленную для данного аэропорта высоту пролета ДПРМ, то можно продолжать дальнейшее снижение по глиссаде;

— если же при этом положении стрелки глиссады прибора ПСП высота пролета ДПРМ будет менее установленной для данного аэропорта высоты пролета, то дальнейшее снижение самолета по глиссаде радиомаяка запрещается и экипаж должен немедленно перейти на снижение по правилам, установленным для системы ОСП, считая, что глиссадный маяк или ПСП-48 неисправны.

#### *Пролет ближней приводной радиостанции СП-50*

1. При подлете к ближней приводной радиостанции для обеспечения возможности перехода над ней на визуальный полет экипаж самолета обязан, учитывая уменьшение линейной ширины

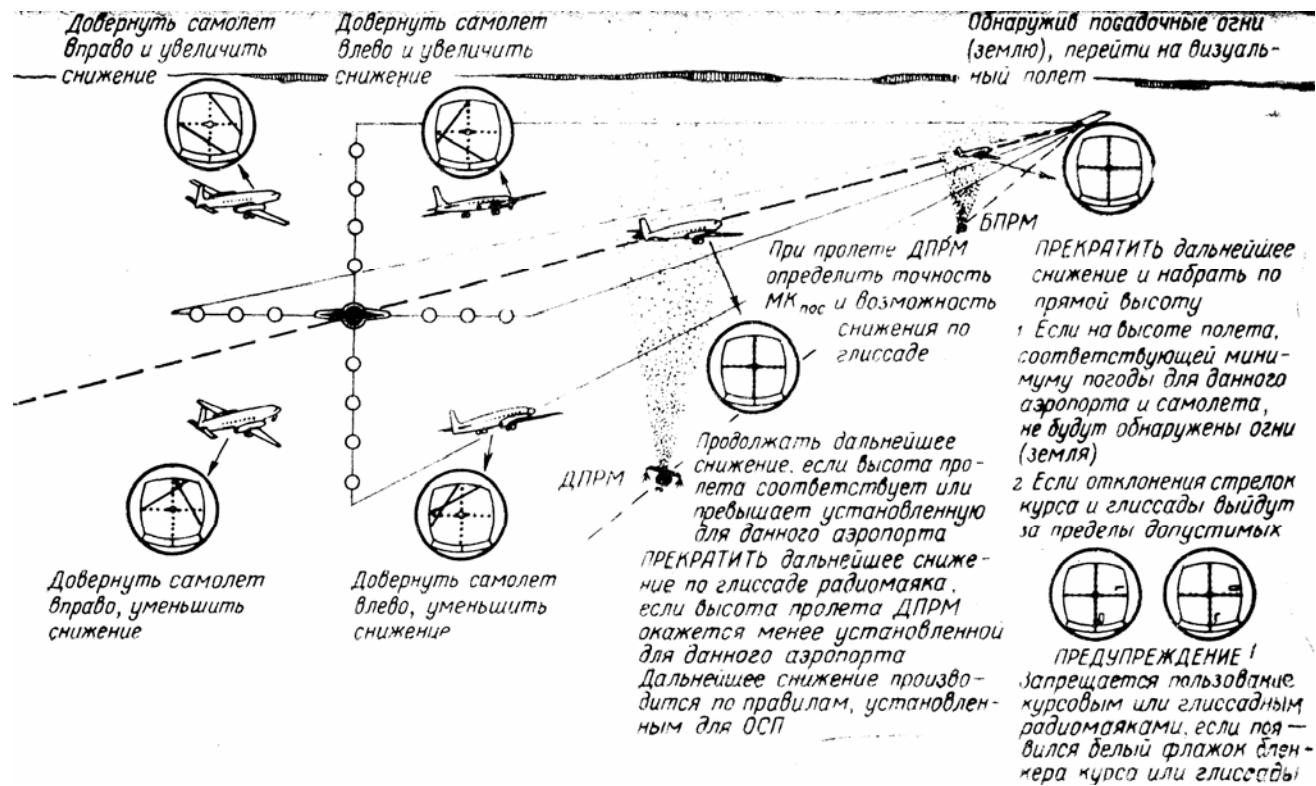


Рис. 21 Полет в секторе курса и глиссады.

зоны, особенно внимательно относиться к пилотированию самолета и следить за тем, чтобы стрелки прибора ПСП не выходили за следующие пределы: стрелка курса — за пределы черного кружка, стрелка глиссады — за пределы первой точки. При этом не допускать снижения самолета по глиссаде вне видимости земли ниже высоты, установленной по минимуму погоды для данного аэропорта.

2. Обнаружив посадочные огни (землю), перейти на визуальный полет и произвести посадку.

3. Если на высоте полета, установленной минимумом погоды для данного аэропорта, огни светостарта (земля) не будут обнаружены, прекратить дальнейшее снижение по глиссаде, набрать высоту по прямой, доложить об этом руководителю посадки и выполнять его указания.

4. При заходе на посадку по зоне курса, расположенной под углом к линии посадки, в момент обнаружения огней приближения необходимо немедленно установить самолет на посадочный курс и перейти на визуальный полет.

## 11. ПОСАДКА

1. Посадка, как правило, производится с полностью отклоненными закрылками на основные колеса шасси на скорости 135—140 км/час по прибору.

Запас хода руля высоты при посадке вполне достаточен для придания самолету посадочного угла.

При пробеге плавным движением штурвала «на себя» следует поддерживать переднее колесо шасси от опускания. По мере гашения самолетом скорости и снижения эффективности руля высоты штурвал нужно полностью взять «на себя», и переднее колесо опустится на ВПП. Торможение производится только после того, как самолет опустит переднее колесо шасси.

Самолет на пробеге устойчив. Если посадка производится без закрылков или с небольшим отклонением закрылков, самолет медленнее теряет скорость, и поэтому весь процесс посадки растягивается. Уборка закрылков должна производиться в конце пробега.

2. При посадке с боковым или при сильном порывистом ветре, во избежание взмываний самолета после касания основных колес ВПП, не следует удерживать переднее колесо шасси в поднятом

положении, а плавным движением штурвала опустить его. В этом случае пробег в трехточечном положении будет происходить на большой скорости.

3. При ветре свыше 20 м/сек посадку производить с отклоненными закрылками. За счет уменьшения посадочного угла скорость приземления увеличить на 10—15 км/час против нормальной для данного полетного веса самолета. (При уменьшении полетного веса на каждые 1000 кг посадочная скорость уменьшается на 5 км/час). Если посадка производится без закрылков или с не полностью отклоненными закрылками на ограниченную, обледеневшую ВПП или под уклон, то для уменьшения длины пробега рекомендуется после опускания переднего колеса отклонить полностью закрылки. Если посадка производится на ВПП, покрытую битым льдом или гравием, рекомендуется для предотвращения повреждения закрылков убрать их сразу же после приземления.

4. Ночью отраженный свет самолетных фар не подвергается преломлению (оптическому искажению) при просматривании через стекла с проволочным электроподогревом, и поэтому посадку ночью рекомендуется производить с включенными посадочными фарами.

5. Сейчас же после посадки юбки капотов открывать полностью

**Предупреждения:** 1. При посадке с поврежденной или неисправной передней установкой шасси приземление производить с убраным шасси.

2. При посадке с открытым замком одной из основных стоек шасси приземление производить нормально. Торможение в этих случаях рекомендуется выполнять, не отпуская тормозных педалей, и после остановки самолета держать обороты двигателя на стороне стойки с открытым замком до 1800—2000 об/мин (до момента окончания технической помощи экипажу от складывания шасси).

### **Заход на посадку и посадка с одним работающим двигателем**

Заход на посадку и развороты В одномоторном полете при сбалансированном (триммером руля поворота) самолете по технике пилотирования практически не отличается от аналогичного двухмоторного полета.

Метод и маневры при заходе на посадку с одним работающим двигателем определяются командиром корабля, исходя из сложившихся условий полета (состояние материальной части, метеобстановки, аэродрома посадки, подходов к аэродрому и пр.), обеспечивающих безопасность приземления.



### *Заход на посадку в простых метеоусловиях*

Выполняется на высоте не менее 300 м, сохраняя скорость по прямой 220—230 км/час, при крене на разворотах не более 15°.

Развороты как в сторону работающего, так и в сторону неработающего двигателя следует производить координировано, не допуская скольжения.

Расчет на посадку следует строить так, чтобы четвертый разворот был закончен на высоте 180—200 м. Учитывая, что развороты на одном работающем двигателе выполняются с креном до 15°, для более точного вывода самолета в створ посадочной полосы рекомендуется четвертый разворот начинать несколько раньше, чем при нормальном заходе с двумя работающими двигателями.

Выпуск шасси при одномоторном заходе на посадку нужно (Производить после четвертого разворота, на прямой и на высоте не менее 150 м, сохраняя при этом скорость 200—210 км/час.

Следует иметь в виду, что выпуск шасси ухудшает аэродинамические качества самолета и для полета по горизонту требуется применение номинального режима работающего двигателя (или близкого к номинальному режиму).

Посадку с одним работающим двигателем рекомендуется производить без применения закрылков. Однако в случае использования закрылков их следует отклонять только после преодоления препятствия у границы аэродрома и при полной уверенности командира корабля в правильности расчета посадки.

Приземление и пробег самолета выполняются так же как и в обычном двухмоторном полете.

### *Заход на посадку в сложных метеоусловиях*

Выполняется по установленной для данного аэродрома схеме и системе посадки на скорости 220 км/час по прибору и крене на разворотах 10—15°.

При низкой облачности шасси следует выпускать при выходе из нее и переходе на визуальный полет, а также при полной уверенности в правильности расчета и посадки на ВПП. После выпуска шасси выдерживать скорость 200—210 км/час по прибору.

В случае отсутствия уверенности СВ выпуске шасси к моменту приземления, а также при неправильном расчете, невозможности

посадки на ВПП и невозможности ухода на второй круг посадка производится с убранными шасси.

Перед приземлением с убранными шасси необходимо выключить зажигание, перекрыть пожарные краны и отключить электросеть, а после посадки включить в действие противопожарную систему на оба двигателя.

## 12. УХОД САМОЛЕТА НА ВТОРОЙ КРУГ

### Уход самолета на второй круг с двумя работающими двигателями

Уход на второй круг при двух работающих двигателях, выпущенных шасси и полностью отклоненных закрылках с полным полетным весом практически возможен с любой высоты. Скороподъемность самолета в этом случае на взлетном режиме работы двигателей при скорости полета 180 км/час составляет порядка 3,5 м/сек.

Уход на второй круг производится с немедленным увеличением мощности двигателей до взлетного или номинального режима, в зависимости от условий полета (посадочный вес, метеоусловия, наличие препятствий на полосе подходов и пр.). Это необходимо для того, чтобы быстро использовать все возможности для набора безопасной высоты, увеличения скорости и преодоления препятствий в исправлении ухода на второй круг.

При уходе на второй круг с двумя работающими двигателями командир корабля должен громко предупредить экипаж «Уходим на второй круг», увеличить наддув двигателей до взлетного (1250 мм рт. ст.) или номинального (1020 мм рт. ст.) значения и одновременно дать команду бортмеханику, а при его отсутствии в составе экипажа—второму пилоту «Установить обороты двигателям 2400 (или 2600), убрать закрылки, убрать шасси» и перевести самолет в режим набора высоты с одновременным увеличением скорости полета до 210—220 км/час. После преодоления препятствий на полосе подхода в направлении ухода на второй круг и достижения безопасной высоты (но не менее 50 м днем и 100 м ночью и в условиях плохой видимости) уменьшить мощность двигателей до номинального (если полет происходил на взлетном режиме) или крейсерского ( $n = 2000$  об/мин,  $P_k = 800$  мм рт. ст.) значения.

Далее производится обычный полет, в процессе которого выполняется заход на посадку.

### **Уход на второй круг с одним работающим двигателем**

Уход самолета на второй круг с одним работающим двигателем является крайней мерой и возможен при следующих условиях:

- а) скорость полета к моменту ухода не менее  $200 \text{ км/час}$ ;
- б) высота полета не менее  $50 \text{ м}$ ;
- в) закрылки находятся в убранном положении.

При этом должны быть немедленный подъем шасси и без промедления увеличение мощности работающего двигателя до взлетного значения ( $n = 2600 \text{ об/мин}$ ,  $P_k = 1250 \text{ мм рт. ст.}$ ).

Приняв решение об уходе на второй круг, командир корабля должен громко предупредить экипаж «Уходим на второй круг», дать команду бортмеханику (или второму пилоту — при отсутствии в составе экипажа бортмеханика) «Убрать шасси», плавно увеличить мощность работающего двигателя до взлетного значения (или дать соответствующую команду бортмеханику, а при его отсутствии — второму пилоту). Одновременно, парируя стремление самолета к развороту, следует перевести самолет в набор высоты, сохраняя прямолинейность полета с креном  $2\text{—}3^\circ$  в сторону работающего двигателя и скорость полета  $195\text{—}200 \text{ км/час}$ .

После набора безопасной высоты для повторного захода на посадку уменьшить режим работающего двигателя до номинального.

Далее выполняется одномоторный полет с повторным заходом на посадку.

### **13. РУЛЕНИЕ ПОСЛЕ ПОСАДКИ**

Руление самолета после посадки выполнять в соответствии с рекомендациями, изложенными в разделе 1 главы III настоящего руководства. Если руление производится при ветре со скоростью  $10\text{—}18 \text{ м/сек}$ , разрешается для облегчения руления после окончания пробега включать рулевые машинки автопилота. При этом перед включением рулевых машинок установить рули в нейтральное положение. Кран гидросистемы автопилота должен быть выключен.

В случае ветра на аэродроме посадки  $18 \text{ м/сек}$  и более, после окончания пробега и сруливания с ВПП, командир корабля обязан остановить самолет и установить двигателям малый газ, а дежурный

техник перронной бригады должен установить на руль поворота струбцину и доложить об этом экипажу, после чего самолет может производить руление.

**ВНИМАНИЕ!** Выполнять руление при ветре 18 м/сек и более на всех этапах последующего движения самолета после пробега, вплоть до установки самолета на место стоянки, разрешается только с установленной струбциной на руле поворота.

### **13.A. ПОСЛЕПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА**

После заруливания самолета на стоянку выполнить внешний осмотр самолета:

бортмеханику осмотреть визуалью с земли планер самолета, винты и убедиться в отсутствии внешних повреждений;

бортрадисту осмотреть состояние антенных устройств самолета и убедиться в отсутствии внешних повреждений;

командиру корабля осмотреть колеса шасси и убедиться в отсутствии внешних повреждений. Получить доклад от членов экипажа об осмотре самолета.

### **14. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДЛИНЫ ПРОБЕГА САМОЛЕТА ПОСЛЕ ПОСАДКИ**

В случае необходимости определения длины пробега самолета рекомендуется пользоваться номограммой, приведенной на рис. 22 (см. в конце книги).

Номограмма учитывает температуру и давление наружного воздуха, посадочный вес самолета, наличие ветра и уклона ВПП.

При разработке номограммы были приняты следующие основные положения.

1. Посадка нормальная на рекомендуемой скорости ( $V_{noc} = 135 \text{ км/час}$  для  $G_{noc} = 16500 \text{ кг}$ ).

2. Закрылки отклонены на посадочный угол  $45^\circ$ .

3. Пробег с применением нормального торможения.

4. Посадочная полоса имеет искусственное покрытие. Правила пользования данной номограммой такие же, как и номограммой для определения длины разбега самолета.

При посадке самолета на грунтовую поверхность длина пробега по отношению к пробегу по бетону уменьшается на 5—15% в зависимости от состояния поверхности летного поля.

## 15. ВЫПОЛНЕНИЕ ТРЕНИРОВОЧНЫХ ПОЛЕТОВ С ВЫКЛЮЧЕНИЕМ И ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЯ В ВОЗДУХЕ

Тренировочные полеты при выключении и запуске двигателя в воздухе выполняются в простых метеоусловиях на высоте не ниже 1000 м над уровнем аэродрома.

При выполнении тренировочных полетов последовательность действий экипажа при выключении и запуске двигателя, флюгировании воздушного винта и вывода его из флюгера следующая:

а) Выключение двигателя и флюгирование винта. Командир корабля (инструктор) должен убедиться, что температура головок цилиндров двигателя перед его выключением должна быть не ниже 175°C.

Инструктор на установившемся, режиме полета (в зависимости от задания) рычагом управления дросселем устанавливает режим малого газа одному из двигателей и перемещением рычага РС-24М полностью «на себя» выключает его.

Тренируемый пилот для предотвращения разворота и крена самолета в сторону отказавшего двигателя и для облегчения пилотирования одновременно с дачей ноги в сторону работающего двигателя создает крен 3—5° в ту же сторону и дает команду бортмеханику «Левый флюгер» или «Правый флюгер».

Бортмеханик, подтвердив и убедившись в правильности команды, нажимает на кнопку КУ-5 выключенного двигателя и отпускает ее.

Тренируемый пилот дает команду бортмеханику увеличить режим работающего двигателя для выдерживания заданного режима полета. Бортмеханик после прекращения вращения винта докладывает: «Винт зафлюгирован», выключает зажигание, закрывает пожарный кран, юбки капотов, створку маслорадиатора и переводит рычаг РС-24М в нейтральное положение.

б) Вывод винта из флюгерного положения и запуск двигателя.

Инструктор дает команду: «Запустить двигатель».

Бортмеханик, подтвердив команду:

— устанавливает рычаг управления дросселем в положение, соответствующее примерно 700—800 об/мин, а рычаг управления, винтом — на «Большой шаг»;

— вытягивает кнопку КУ-5 и удерживает ее в этом положении до тех пор, пока обороты двигателя не достигнут 600—700 об/мин, после чего отпускает кнопку;

- открывает пожарный кран и убеждается, что рычаг РС-24М находится в нейтральном положении;
- включает зажигание и после запуска прогревает двигатель на минимальных оборотах;
- после достижения температуры головок цилиндров 120°C докладывает: «Двигатель прогрет»;
- по команде тренируемого пилота устанавливает требуемый режим работы двигателям и необходимое положение юбок капота и створки маслорадиатора.

**Примечания:** 1. После выключения двигателя не допускать охлаждения головок цилиндров до температуры ниже 80°C.

2. В одном полете количество, выключений каждого двигателя с последующим флюгированием винта должно быть не более трех.

При выполнении тренируемым пилотом и бортмехаником указанных выше действий по выключению и запуску двигателя, флюгированию и выводу из флюгера винта инструктор контролирует правильность их действий, будучи готовым, при необходимости предотвратить опасные ошибки.

## Глава IV

### ЭКСПЛУАТАЦИЯ МАТЕРИАЛЬНОЙ ЧАСТИ НА ЗЕМЛЕ И В ПОЛЕТЕ

#### 1. ДВИГАТЕЛЬ АШ-82Т

##### Общая характеристика

1. Тип двигателя	двухрядная звезда воздушно-го охлаждения
2. Число цилиндров	14
3. Порядок нумерации цилиндров (если смотреть сзади двигателя) заднего ряда	По часовой стрелке первым считая верхний цилиндр
4. Порядок работы цилиндров	1-10-5-14-9-4-13-8-3-12-7-2-11-6-1
5. Диаметр цилиндра, мм	155,5
6. Ход поршня цилиндров с главными шатунами № 2 и 5, мм	155
7. Рабочий объем всех цилиндров (литраж двигателя), л	41,2
8. Степень сжатия	6,9±1
9. Направление вращения коленчатого вала	По часовой стрелке
10. Передаточное число редуктора	31/54
11. нагнетатель	односкоростной центро-

бежный с переда-  
точным числом 7,27:1

### Мощность и режимы работы двигателя

12. Взлетный режим (время непрерывной работы не более 5 мин.):
- а) мощность, л. с. 1900—2%
  - б) обороты коленчатого вала, об/мин 2600
  - в) давление воздуха за нагнетателем, мм рт. Ст 1250—25
  - г) удельный расход топлива, г/л.с.-час 325—350
13. Номинальный режим на расчетной высоте:
- а) расчетная высота (без учета влияния скоростного напора), м 1600
  - б) мощность, л. с. 1630—2%
  - в) обороты коленчатого вала, об/мин. 2400
  - г) давление воздуха за нагнетателем, мм рт. ст. 1020±10
14. Номинальный режим у земли:
- а) мощность, л. с. 1530—2%
  - б) обороты коленчатого вала, об/мин. 2400
  - в) давление воздуха за нагнетателем, мм рт. ст. 1020±10
  - г) удельный расход топлива, г/л.с.-час 285—315
15. Режим эксплуатационный 0,9 номинального у земли при температуре наружного воздуха +15°C
- а) мощность, л. с. 1380—2%
  - б) обороты коленчатого вала, об/мин. 2300
  - в) давление воздуха за нагнетателем, мм рт. ст. 940±10
  - г) удельный расход топлива, г/л.с.-час 260—280
16. Крейсерские режимы работы двигателя на земле при температуре воздуха на входе в дроссельную коробку +15°C:

Режим работы двигателя (от номинала)	Мощность л/с	Обороты коленчатого вала	Давление за нагнетате- лем Р <sub>к</sub> мм рт.ст.	Удельный расход топлива г/л.с.-час	Часовой расход топлива кг/ч
Крейсерский режим 0,75	1150	2200	850±10	225—240	260—280
Крейсерский режим 0,65	995	2000	835±10	200—210	199—209
Крейсерский режим 0,6	920	1800	820±10	200—210	184—193

17. Пределы оборотов коленчатого вала:
- а) максимально допустимое число оборотов в течение не более 30 сек., об/мин. 2700
  - б) минимальное число оборотов, об/мин. 500—600
18. Температура головок цилиндров, измеряемая термопарами под задней свечой цилиндров № 2 и 5;
- а) минимально допустимая для хорошей приемистости 120°C
  - б) рекомендуемая для длительной работы 160—180°C, но не более 225°C
- в) максимально допустимая для кратковременной работы на взлете и наборе высоты в течение не более 15 мин. (в том числе на взлете не более 5 мин.) 250°C

<b>Топливо и основные агрегаты системы питания двигателя топливом</b>	
19. Сорт топлива	Бензин Б-95/130 с октановым числом не ниже 95(ГОСТ 1012—54).Заменитель Б-100/130
20. Бензиновый насос	БНК-10КТ, коловратный, левого вращения с передаточным числом 1 : 1
21. Насос непосредственного впрыска топлива	НВ-82 правого вращения с передаточным числом 1:6 и 14 насосными элементами
22. Начало впрыска топлива в цилиндр в градусах поворота коленчатого вала	$30^{\circ+3}$ , после ввт в такте вса-(устанавливается по цилиндру № 4)
23. Тип регулятора смеси	РС-24М
24. Давление топлива на входе в насосе НВ-82:	
а) на малом газе, $кг/см^2$	Не менее 1,0
б) на режимной работе, $кг/см^2$	1,5—2
25. Форсунка впрыска топлива	ФБ-10КТ по 1 на цилиндр
<b>Система смазки</b>	
26. Сорт масла для летней и зимней эксплуатации	Минеральное МК-22 или МС-20 (ГОСТ 1013—49)
27. Масляный насос, тип, количество, направление вращения и передаточное число к нему	Два насоса: один насос МШ-6СВ (задний), шестереночного типа с откачивающей и нагнетающей ступенями (установлен на задней крышке) с передаточным числом 1,125 : 1, правого вращения. Второй насос ПМН-Т (передний) с нагнетающей и откачивающей ступенями (установлен на носке картера), с передаточным числом 1,19:1, правого вращения
28. Давление масла на эксплуатационных (режимах) работе двигателя при температуре входящего масла 40—90°С, $кг/см^2$ :	
а) в заднем маслонасосе	Не менее 5,5
б) в магистрали подача к винту	40—43
в) в носке картера (на входе в регулятор)	Не менее 4,0
г) в переднем маслонасосе	Не менее 4,5
29. Минимальное давление масла на малом газе (при $n=600$ об/мин) в заднем маслонасосе, $кг/см^2$	Не менее 3,0
30. Прокачка масла через двигатель на номинальном режиме при температуре входящего масла в двигатель 65°С, $кг/мин$	40—70
31. Температура масла на входе в двигатель при замере в заднем масляном насосе,	
а) рекомендуемая	65°С
б) минимальная	40°С



- в) максимально допустимая для длительной работы 80°C  
 г) максимально допустимая в течение не более 10 мин 90°C  
 32. Температура масла на выходе из двигателя, °С:  
 а) рекомендуемая Не выше 115  
 б) максимально допустимая в течение не более 10 мин. 125

#### Система зажигания

33. Магнето 2 магнето МБ14Т-2М с постоянным углом опережения зажигания, левого вращения с передаточным числом 1,75 : 1
34. Угол установки магнето (опережение зажигания) в градусах поворота коленчатого вала (главные шатуны 2 и 5 цилиндров). Оба магнето (правое и левое) устанавливаются по цилиндру № 2 при зазоре между контактами прерывателя 0,2—0,3 мм 21±1° до в.м.т. такте сжатия
35. Свечи По 2 свечи на цилиндр типа СД-38-БСМ, экранированные
36. Зазор между центральным и боковыми электродами, мм 0,28—0,36

#### Система запуска

37. Стартер Элеротроинерционный, комбинированного действия СКД-2В или СКД-27
38. Генератор ГСР-6000А, левого вращения
39. Вес и габаритные размеры двигателя:  
 вес сухого двигателя с дефлекторами и со стартером 1020±2% кг  
 диаметр двигателя по крышкам клапанных коробок 1300 + 5 мм  
 длина двигателя с насосами НВ-82, 2010 +10 мм

**Примечание.** Направление вращения агрегатов и приводов указано, если смотреть на них со стороны задней крышки или хвостовика.

### Подготовка к запуску двигателя

1. При температуре наружного воздуха +5°C и ниже двигателя перед запуском необходимо подогреть от аэродромного подогревателя. Подогрев двигателя считать достаточным, когда термометры головок цилиндров и термометр входящего масла покажут по +20°C и когда воздушный винт будет свободно провертываться от руки.

При повторных запусках в течение летного дня, когда масло не разжижено, разрешается запускать двигатель без подогрева, если

температура входящего в двигатель масла, и головок цилиндров не ниже +6°С.

При подогреве двигателя должны быть закрыты теплыми чехлами, плотно прилегающими к капотам, юбки капотов и створки шасси должны быть закрыты. Подушки из туннелей маслорадиаторов должны быть вынуты, а створки маслорадиаторов — приоткрыты на 10—15% для прохода горячего воздуха через соты маслорадиаторов.

Время, затрачиваемое на подогрев двигателя, зависит от температуры наружного воздуха, силы ветра, типа и состояния подогревателя.

Для подогревателя МП-85Э, подающего воздух с температурой до +100°С, при силе ветра, не превышающей 3 м/сек, подогрев двигателя с маслом, разжиженным бензином, продолжается в среднем следующее время:

Условия подогрева	Температура наружного воздуха, °С				
	—5до —10	—20	—30	—40	—50
Подогрев от одного рукава подогревателя	30-40 мин,	1 час	1 час 20 мин.	1 час 40 мин,	—
Подогрев от двух рукавов подогревателя	—	—	40 мин.	1 час 05 мин.	1 час 45 мин.

Подогрев двигателя подогревателем типа МП-300 производится значительно быстрее.

1. В случае отмены вылета и, вследствие этого, прекращения подогрева обязательно после повторного подогрева произвести запуск и прогрев двигателя для восстановления смазки цилиндров и поршней. Многократный подогрев двигателей, более двух раз без запуска и прогрева, не разрешается, так как это ведет к разрушению деталей цилиндрово-поршневой группы.

2. При разжижении масла бензином (соответственно указаниям, приведенным на стр. 147) масло в баках и маслорадиаторах можно не подогревать до температуры Наружного воздуха минус 20°С (минимальная температура, в течение суток, предшествующих подогреву), так как за время подогрева двигателя масло в баках при закрытых створках шасси и радиатора прогревается до температуры

не ниже минус 15°C, что обеспечивает нормальную подачу разжиженного бензином масла в двигатель. При температуре наружного воздуха минус 20°C и ниже (минимальная температура в течение суток, предшествующих подогреву) после подогрева двигателей подогреть масло в баках и маслорадиаторах, для чего: открыть одну половину створок шасси; подвести рукав подогревателя к заборному штуцеру маслобака. Подогрей масла в баке контролировать по состоянию масла на мерной линейке. Достаточно подогретое масло свободно стекает с вынутой из бака мерной линейки.

При температуре наружного воздуха минус 40°C время подогрева бака составляет 20 мин.

По окончании подогрева масла в баках прогреть, маслорадиаторы перед запуском, подведя на 10—15 мин. рукав подогревателя в туннель каждого радиатора.

По окончании подогрева двигателя слить из сливного крана флюгерной емкости маслобака 0,5 л масла для удаления конденсата влаги. При необходимости отогреть сливной кран. После слива кран закрыть и законтрить.

3. При температуре наружного воздуха минус 40°C и ниже при подогреве двигателей укрыть втулку воздушного винта дополнительным чехлом таким образом, чтобы обеспечить подвод теплого воздуха от двигателя к винту.

4. Перед запуском двигателя вторично проверить:

- а) установлены ли колодки под основные колеса самолета;
- б) имеются ли огнетушители у самолета;
- в) подключен ли. аэродромный источник электроэнергии к бортовой сети самолета и достаточно ли напряжение бортовой сети самолета (напряжение должно быть не ниже 24 в);
- г) закрыты ли двери (сигнальная лампочка не горит).

5. Убедиться, что заслонки противообледенительных устройств и обогрева кабин закрыты.

6. На пульте установить рычаги управления:

- а) винтами в положение «Малый шаг»;
- б) дросселем в положение, соответствующее 800—900 об/мин;
- в) регулятором смеси РС-24М в нейтральное положение;
- г) противопожарными кранами бензосистемы в положение «Открыто».

7. Закрыть створки маслорадиаторов.

Зимой вложить подушки в туннели маслорадиаторов.

## 8. Включить пылефильтры.

**Примечание.** Пылефильтры не включать при запуске на аэродроме со снежным покровом или при осадках (снегопад, гололед).

9. Во избежание гидроудара непосредственно перед каждым запуском двигателя повернуть его коленчатый вал при помощи электростартера «напрямую», без предварительной раскрутки маховика, не включая зажигание и подачу топлива в цилиндры.

Для этого перед проворачиванием коленчатого вала электростартером при выключенном зажигании установить рычаг ручного управления насосом НВ-82 в положение «Останов» — полностью на себя. После этого, не производя раскрутки маховика стартера, включить одновременно переключатель «Сцепление» и «Раскрутка» и держать их включенными 6—7 сек.; при этом воздушный винт проворачивается примерно на 5—6 оборотов. Если коленчатый вал двигателя не проворачивается от электростартера (при нормальном напряжении 24 — 28,5 в), необходимо выключить переключатели «Раскрутка» и «Сцепление», вывернуть по одной свече из цилиндров № 6, 7, 8 и 9 и повернуть коленчатый вал от руки за лопасти винта на 3—4 оборота, чтобы слить из цилиндров скопившееся масло или бензин.

**Примечание.** Указанные работы по удалению из цилиндров бензина или масла выполняет технический состав.

Промежуток времени между проворачиванием коленчатого вала вручную или электростартером и запуском двигателя не должен превышать 15 мин. В противном случае проворачивание повторить.

**Предупреждения:** 1. Если нет возможности по какой-либо причине повернуть перед запуском коленчатый вал двигателя электростартером, необходимо непосредственно перед запуском повернуть воздушный винт вручную не меньше чем на 3 оборота (12 лопастей), при выключенном зажигании и выключенной подаче топлива.

2. Запрещается проворачивать коленчатый вал двигателя от электростартера перед запуском с предварительной раскруткой маховика. так как в случае наличия бензина или масла в камерах сгорания произойдет гидроудар и двигатель будет выведен из строя.

**3. При температуре наружного воздуха ниже + 5°С провертывать винт неподогретого двигателя запрещается во избежание нарушения смазки и поломки хвостовиков приводов агрегатов**

При провертывании винта электростартером «напрямую» при выключенном зажигании произвести заливку двигателя, для чего включить подкачивающий насос и периодически, по мере провертывания винта, включать на 1—2 сек. переключатель заливки. Убедиться по вытеканию бензина из дренажной трубки корпуса нагнетателя), что произведена заливка и дренажное отверстие не засорено.

### **Запуск**

Непосредственно перед запуском (при положительных температурах окружающего воздуха) или сейчас же после запуска (при отрицательных температурах) открыть юбки капотов полностью,

Запуск двигателей производится от наземных источников питания электросети. Запуск от бортовых аккумуляторов допускается только при отсутствии наземных источников питания. Очередность запуска произвольная. После включения в бортовую сеть аккумуляторов нажатием вверх или вниз на переключатель раскрутки включить соответствующий электроинерционный стартер. Продолжительность раскрутки маховика стартера при напряжении в бортовой электросети, равном 24 в, не должна превышать 18 сек, а при напряжении в бортовой сети 27,5— 28,5 в не более 10 сек, В конце раскрутки маховика стартера необходимо включить подкачивающий насос (БЦН) для заполнения топливом топливопроводов. По окончании раскрутки, не выключая стартера, включить переключатель стартера на сцепление и после 2—3 оборотов воздушного винта включить зажигание. При необходимости периодически в течение 2—3 сек. производить заливку.

Запускать горячий двигатель рекомендуется инерциальным способом, т. е. после окончания раскрутки маховика стартера выключить «Раскрутку» и включить сцепление, а после того, как винт сделает 1,5—2 оборота, включить зажигание. Если двигатель не запустится, то через 2 мин, повторить запуск.

Повторное включение стартера разрешается производить не более пяти раз подряд с перерывами между включениями по 2 мин.

Если после пяти попыток двигатель не запустился, не обходимо дать остыть стартеру в течение не менее 10 мин разрешается производить один (из пяти) запуск со временем комбинированного действия стартера в течение 22 сек., а остальные со временем комбинированного действия 7 сек. (не считая времени разгона).

**Примечание.** Если двигатель продолжительное время не работал, то перед запуском необходимо вручную повернуть воздушный винт на 3—4 оборота и убедиться в отсутствии скопления масла в цилиндрах,

Если при включении «Раскрутки» маховика стартера начнет проворачиваться воздушный винт, необходимо немедленно выключить «Раскрутку» и повернуть винт по ходу, чтобы вывести храповик стартера из зацепления с коленчатым валом двигателя. После того, как двигатель начнет работать, следует выключить электростартер, установить секторов дросселя 800—900 об/мин и внимательно наблюдать за показаниями манометров давления масла в двигателе, которое в течение первых 5—8 сек. после запуска должно достигнуть  $3 \text{ кг/см}^2$ , и на этом режиме проработать 1—1,5 мин. Если давление масла в указанное время не достигнет  $3 \text{ кг/см}^2$ , необходимо остановить двигатель и устранить неисправность в масляной системе.

Если зимой при запуске или прогреве возникает колебание давления масла, то это свидетельствует о недостаточном разжижении масла бензином или же о недостаточном подогреве масла в баках перед запуском.

При возникновении колебаний давления масла двигатель необходимо остановить и подогреть маслобак.

Зимой в момент запуска «нельзя допускать повышение Оборотов выше 900 об/мин во избежание чрезмерного увеличения давления масла в маслорадиаторе.

### **Прогрев двигателя**

Прогреть двигатель следует на режиме 1000—1100 об/мин при полностью открытых юбках капота до тех пор, пока температура входящего масла будет не ниже  $+30^\circ$ , а выходящего не превысит на  $5^\circ\text{C}$  температуру входящего масла, после чего плавно увеличить число оборотов до 1500 об/мин и зимой прикрыть на половину юбки

капотов. Прогрев на 1500 об/мин производить до тех пор, пока температура головки наименее нагретого цилиндра № 2 или 5 достигнет 100°C; после чего увеличить число оборотов до 1700 об/мин (зимой— при полузакрытых юбках капотов) и окончательно прогреть двигатель на этом режиме. По достижении температуры головки наиболее нагретого цилиндра № 2 или № 5, равной 150—160°C, открыть юбки капотов полностью.

Двигатель считается прогретым, когда температура головок цилиндров № 2 и 5 достигнет 120°C (по наименее нагретому цилиндру), температура входящего масла будет не ниже +40°C, а температура выходящего масла не менее чем на 5°C выше температуры входящего масла

Зимой при температуре наружного воздуха минус 30°C и ниже, чтобы обеспечить нормальный прогрев цилиндровой группы винта при переключении его шага, двигатель следует прогревать до температуры входящего масла плюс 50—55°C.

После прогрева двигателя, а зимой (когда температура входящего масла станет равной +60°C) перед опробованием следует остановить двигатель и вынуть подушку из туннеля маслорадиатора.

**Предупреждение.** Запрещается заканчивать прогрев на оборотах, меньших 1500 об/мин, так как в этом случае не прогреваются цилиндры передней звезды и перегреваются верхние цилиндры задней звезды.

#### **Опробование двигателей и проверка спецоборудования**

Проверку двигателя и его агрегатов производить летом и зимой при полностью открытых юбках капотов в следующем порядке:

1. Проверить работу воздушного винта и регулятора оборотов. Для этого рычагом дросселя установить 2200 об/мин и закрепить рычаг от сползания. В этом положении дросселя затяжелить воздушный винт до 1700—1800 об/мин, и затем снова полностью его облегчить. При этом число оборотов должно за 2—3 сек. увеличиться до первоначального значения. Зимой операцию перевода винта с одного шага на другой производить 2—3 раза при температуре наружного воздуха ниже минус 30°C переключение шага винта производить при температуре входящего масла плюс 50—55°C.

2. В случае замены регулятора оборотов или воздушного винта, а также после проведения регламентных работ проверить работу винта на равновесных оборотах следующим образом:

1) при положении рычага управления винтом на «малом шаге» установить с помощью рычага дросселя 2200 об/мин;

2) затяжелить винт до 1700—1800 об/мин;

3) плавно изменить давление наддува на 100—150 мм рт. ст. Число оборотов должно поддерживаться постоянным. При резком закрытии или открытии дросселя число оборотов может изменяться на 100—200 об/мин, но через 1—2 сек. оно должно восстановиться, после этого возвратит рычаг управления винтом в положение «малый шаг».

3. Перед первым полетом каждого летного дня проверить работу флюгерной системы, производя частичное флюгирование винта.

Для этого:

1) установить рычагом дросселя 2200 об/мин;

2) нажать на кнопку КУ-5. При исправной системе флюгирования число оборотов за 1—1,5 сек. должно уменьшиться на 200—250 в минуту;

3) после снижения числа оборотов вытянуть кнопку КУ-5 и держать ее до тех пор, пока число оборотов не увеличится до 2200 в минуту. После этого отпустить кнопку.

При температурах наружного воздуха минус 30°C и ниже вместо частичного флюгирования следует производить полное флюгирование винта для вытеснения загустевшего масла из цилиндрической группы.

Флюгирование должно производиться при двух работающих двигателях.

Перед вводом во флюгер следует установить сектором дросселя 1100 об/мин двигателю, на котором флюгируется винт, а другому 1700—1800 об/мин, после этого нажать на кнопку КУ-5 и отпустить ее. Кнопка автоматически должна оставаться включенной в течение 20 сек. При неизменном положении дросселя обороты двигателя должны снизиться до 500 об/мин, что свидетельствует о полном вводе лопастей винта во флюгерное положение. После автоматического выключения кнопки КУ-5 вытянуть ее и удерживать до увеличения оборотов с 500 до 1000 об/мин.

Если обороты двигателя при флюгировании винта не уменьшились за 20 сек. до 500 об/мин, то это свидетельствует о



неполном вытеснении загустевшего масла из цилиндровой группы винта.

В этом случае необходимо вывести винт из флюгерного положения, а затем, спустя 2—3 мин., повторить флюгерование винта.

4. Проверить работу магнето и свечей при работе двигателя на режимах 1500 и 2300 об/мин. Проработать на каждом режиме 15—20 сек., чтобы прожечь свечи. После этого поочередно выключить магнето, но не более чем на 10 сек. При работе на одном магнето не должно быть тряски двигателя, а число оборотов не должно уменьшиться больше, чем на 100 в минуту.

5. Проверить работу двигателя на номинальном режиме. При этом показания приборов должны быть следующие:

число оборотов в минуту	2400
наддув, мм рт. ст.	1020
давление масла в заднем насосе, $кг/см^2$	не менее 5,5
давление масла в переднем насосе, $кг/см^2$	не менее 4,5
давление бензина, $кг/см^2$	1,5—2,0
температура масла на входе в двигатель, °С	не выше +80°С
температура головок цилиндров, °С	не выше +225°С

6. Проверить по бортовому вольтметру величину напряжения каждого генератора.

Проверку произвести в следующем порядке:

1) Плавно повысить число оборотов одного двигателя от 1200 до 2400, а затем плавно снизить до 1200 об/мин и, наблюдая за показаниями приборов, проверить величину напряжения (27,5—28,5 в). В это время второй двигатель должен работать на малых числах оборотов или его генератор должен быть выключен.

В этой же последовательности проверить работу второго генератора.

2) После проверки генераторов в отдельности следует проверить их при совместной работе, для чего довести число оборотов обоих двигателей до 1800—2000 в минуту. В этом случае напряжение в бортовой сети должно быть в пределах 27,5—28,5 в.

**Примечание,** Проверку работы генераторов производить при обязательном участии бортрадиста.

В процессе опробования двигателей на режиме ( $n = 2000$  об/мин) проверить:

- а) исправность приборов контроля винтомоторной установки;
- б) разрежение воздуха и давление масла в системе giroприборов перепад давления в giroприборах при работе авиадвигателей на режиме 1600 об/мин и выше должен составлять от 80 до 100 мм рт. ст.);
- в) работу автопилота;
- г) исправность работы giroприборов, особенно при температурах наружного воздуха ниже минус 30°C.

В случае вялой работы giroприборов прогреть заприборное пространство наземными подогревателями, причем прогрев производить до полного высыхания влаги на внутренних сторонах стекол giroприборов;

- д) давление жидкости на манометрах гидроаккумуляторов и на манометре масла автопилота (давление в гидроаккумуляторах должно быть 105—120 кг/см<sup>2</sup>, давление масла в системе автопилота 8—10 кг/см<sup>2</sup>).

7. Проверить работу двигателя на режиме малого газа.

Показания приборов при полностью убранном рычаге дросселя должны быть следующие:

число оборотов в минуту	500—600
давление масла в заднем насосе, кг/см <sup>2</sup>	не ниже 3,0
давление масла в переднем насосе, кг/см <sup>2</sup>	не ниже 2,5
давление бензина, кг/см <sup>2</sup>	не ниже 1,0

Проверку работы двигателя на режиме малого газа производить при винте в положении «малый шаг».

8. Проверить приемистость двигателя при переходе от режима малого таза к номинальному (или взлетному) режиму за 1,5—2 сек, двигатель должен работать без перебоев.

9. В случае замены двигателя, его агрегатов или тяг управления дроссельной заслонкой, а также в каждом случае после выполнения регламентных работ, соответствующих налету 100 час., проверить работу двигателей на максимальной мощности.





## 2. ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ АВ-50

### Основные данные

1. Тип винта	Тянущий, автоматический, изменяемого в полете шага с установкой лопастей во флюгерное положение
2. Диаметр винта, м	3,8
3. Число лопастей	4
4. Тип регулятора, направление вращения и передаточное число	P-50 А, правое, 1,027: 1
5. Углы установки лопасти, град.:	
минимальный	22
максимальный	46
флюгерный.	94
6. Вес винта, кг	205 + 2%

### Управление переводом лопастей винта АВ-50 во флюгерное положение и выводом из флюгерного положения в полете

Для перевода лопастей винта выключенного двигателя (с выключенной подачей топлива) во флюгерное положение необходимо:

- 1) нажать на кнопку КУ-5 и ОТПУСТИТЬ;
- 2) после того, как прекратится вращение винта, выключить зажигание, закрыть противопожарный кран, закрыть юбки капотов и створку маслорадиатора.

Перевод лопастей винта АВ-50 во флюгерное положение длится 4—5 сек.

Перевод лопастей винта во флюгерное положение после 1,5 час. полета при температуре наружного воздуха минус 25—30°С длится 6—8 сек.

Вывод лопастей винта из флюгерного положения:

- 1) установить рычаг управления дросселем в положение, соответствующее примерно 700—800 об/мин, а рычаг управления винтом на «Большой шаг»;

2) вытянуть кнопку КУ-5 и удерживать ее в этом положении до тех пор, пока двигатель не разовьет 600—700 об/мин, после чего отпустить кнопку;

3) открыть противопожарный кран и перевести рычаг ручного управления РС-24М в нейтральное положение, если это не было сделано раньше после выключения двигателя;

4) включить зажигание и прогреть двигатель на минимальных оборотах, после чего установить число оборотов и давление наддува соответственно необходимому режиму полета.

### **3. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА САМОЛЕТА**

(рис. 23, см, в конце книги)

На самолете установлено восемь металлических топливных баков (рис, 23), разделенных на две самостоятельные группы правую и левую. Бензобаки объединены в общую систему соединительным краном. Соединительный кран, как правило, должен быть закрыт. В этом случае левая группа баков питает левый двигатель, правая правый двигатель. Соединительным краном пользуются:

— когда необходимо работать на какой-либо одной группе баков.

Для этого открывают соединительный кран и включают насос БЦН той группы, из которой необходимо вести расход топлива;

— при отказе одного из двигателей, когда работающий двигатель следует питать от обеих групп баков. В бензосистеме предусмотрены бензонасосы подкачки БЦИ, включаемые в случаях;

а) запуска двигателей (для создания подпора топлива);

б) взлета (для обеспечения подачи топлива на случай отказа в работе основного бензонасоса);

в) отказа в полете основного топливного насоса БНК-19 КТ;

г) необходимости питания топливом обоих двигателей из одной группы баков;

д) ускорения слива топлива из баков через сливные краны, идущих от БЦН.

Емкость каждой группы баков равна 1760—2% л, а полная емкость обеих групп соответственно 3520—2% л,

Для измерения количества топлива в каждой группе баков имеется по два датчика суммирующего топливомера СБЭС-1357. Каждая пара датчиков работает в комплексе с указателем топливомера. Общее количество топлива на самолете определяется суммированием показаний обоих топливомеров.

Установленные топливомеры позволяют измерять объем до 1600 л в каждой группе баков. Поэтому полную заправку баков можно проконтролировать на земле только мерными линейками.

Когда в какой-либо группе баков остается 200 л топлива, загорается красная сигнальная лампочка этой группы баков. Невыработываемый остаток топлива в каждой группе — 20 л.

Нормальное давление в бензосистеме должно быть в пределах 1,5—2,0 кг/см<sup>2</sup> на режимной работе и не менее 1,0 кг/см<sup>2</sup> на малом газе.

### **Заправка самолета топливом**

Заправка самолета топливом в промежуточных аэропортах производится в присутствии бортмеханика или второго пилота (в случае отсутствия в составе экипажа бортмеханика).

В базовых и конечных аэропортах заправка разрешается в отсутствие экипажа. При этом лицо, контролирующее заправку, должно предварительно проверить по паспорту соответствие заправляемого топлива техническим условиям и наличие на паспорте -визы, разрешающей заправку самолета этим топливом.

Для двигателей АШ-82Т всех серий применяется авиабензин Б95/130, а в случае отсутствия его — авиабензин Б100/130. Смешивать эти бензины допускается в любой пропорции.

Перед заправкой самолет должен быть заземлен, а бортовая электросеть выключена.

Топливо заправляется отдельно в каждую группу баков правой и левой консоли крыла через заправочные горловины крайних баков.

Для того чтобы в полете не появилось стремление самолета к крену, количество топлива, в обеих группах баков должно быть одинаковым.

Количество заправляемого топлива определяется при расчете плана полета и контролируется по указателям топливомеров, установленным на приборной доске в кабине пилотов, а также мерной линейкой и сверяется с показаниями литромера бензозаправщика.

При полной заправке баков необходимо оставлять некоторый объем на температурное расширение топлива, для чего расстояние от уровня топлива до обреза заливной горловины должно быть около 40 мм. По окончании заправки нужно плотно закрыть и законтрить

горловины баков и не ранее чем через 10 мин. слить отстой из баков и бензофильтров в количестве 0,5—1 л.

Если в отстое не обнаружится воды (зимой льда), закрыть и законтрить сливные краны; если окажутся отдельные капли воды (кристаллы льда), следует через 16—20 мин. слив отстоя повторить.

Зимой в этом случае после пробы двигателей необходимо снять бензофильтры и проверить, нет ли на них кристаллов льда (воды). При наличии кристаллов льда воды слить бензин из баков и заправить их обезвоженным бензином.

Если зимой при открытых сливных кранах бензин будет вытекать неполной струей, это свидетельствует о засорении крана льдом. Для удаления льда отогреть сливной кран ветошью, смоченной горячей водой, или подвести рукав с теплым воздухом от подогревателя МП-85Э.

В случае, если после заправки топливом самолет сдается на хранение, горловины бензобаков подлежат обязательному опломбированию. Пломбирует бензобаки Авиатехник, ответственный за заправку самолета, бригадир или бортмеханик.

### **Особенности эксплуатации 12-бачной топливной системы**

Отдельные модификации самолета Ил-14 (Ил-14ФК и др.) оборудованы четырьмя дополнительными бензобаками, общей емкостью 860 л (см. на рис. 25 схему установки дополнительных бензобаков — в конце книги). Размещены дополнительные бензобаки в правой и левой консолях крыла между нервюрами 9 и 14 (по два бака № 5 и 6).

Для использования топлива дополнительных бензобаков, не имеющих непосредственного сообщения с баками основной системы, а стенке заднего лонжерона между нервюрами 9, 10 правой и левой консолей крыла Остановлены по одному насосу БПК-4-1, перекачивающие топливо из дополнительных баков в основную группу баков, и по одному сигнализатору давления СД-29А. Включение насосов и контроль за работой дополнительной системы осуществляется со щитка (см. рис. 24), расположенного на правой стенке шпангоута № 8 кабины пилотов. На щитке смонтированы два выключателя 8-45 (под колпачком), включающие и выключающие насосы перекачки, четыре лампы сигнализации, контролирующие процесс перекачки, и два реле РП-2 (с обратной стороны щитка).



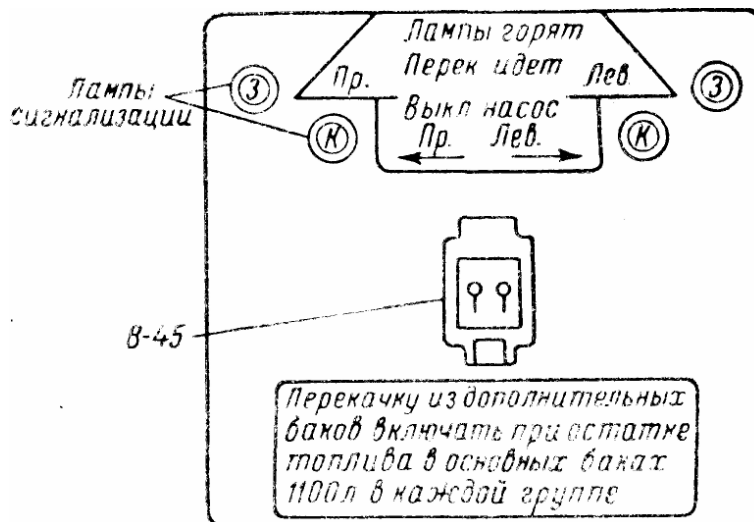


Рис. 24. Щиток перекачки топлива.

Для осмотра в эксплуатации насосов БПК-4-1 и дюритового соединения баков № 5 и 6 на нижней панели каждой отъемной части крыла сделаны лючки.

Заправка топливом дополнительных бензобаков осуществляется через заливные горловины, установленные на правом и левом переднем баке № 5.

Баки № 6, имеющие сообщения с баками № 5, наполняются топливом в момент заправки баков № 5.

Дополнительные баки, как правило, должны заполняться топливом полностью.

В случае, если происходит частичная заправка этих баков, количество заправленного в них топлива определяется по топливомерным линейкам, установленным в заправочных горловинах баков № 5, и контролируется по счетчику бензозаправщика.

Общая емкость дополнительные баков распределяется между баками № 5 и 6 следующим образом:

	Правая группа	Левая группа	Всего
бак № 5, л	218	218	436
Бак № 6, л	212	212	424
Итого:	430	430	860

#### Слив топлива из дополнительных баков

Слив топлива из дополнительных баков производите через кран слива конденсата на баке № 6.

В случае необходимости быстрого слива топлива из дополнительных баков необходимо перекачать его с помощью насосов БПК-4-1 в основную группу баков и слить через сливной кран на сетчатом фильтре.

Если основные баки не имеют свободного объема для перекачки топлива из дополнительных баков, то необходимо предварительно слить соответствующее количество топлива из них и только после этого производить перекачку топлива из дополнительных баков.

#### *Эксплуатация дополнительной топливной системы в полете*

1. Перед вылетом самолета, наряду с проверкой количества заправленного топлива в дополнительные баки, следует проверить исправность системы перекачки, для этого необходимо кратковременно, на 1—2 сек., включить правый и левый перекачивающие насосы БПК-4-1. Загорание зеленых ламп сигнализации на щитке управления в момент включения насосов свидетельствует об исправности насосов.

2. В полете перекачка топлива из дополнительных баков в основные контролируется по показаниям бензиномеров основных баков. При этом во время включения перекачивающих бензонасосов на щитке управления должны гореть соответствующие зеленые лампочки сигнализации (одна лампочка левого, другая — правого насоса).

3. Перекачка всего количества топлива (полностью заправленных дополнительных баков) в полете из дополнительной в основную систему, при исправности перекачивающей системы, должна продолжаться 7—8,5 мин., а при выполнении в этот момент различных эволюции самолета (виражи, крен и др.) может продолжаться до 10 мин.

4. В конце перекачки в течение 10—60 сек. происходит мигание зеленых и красных лампочек сигнализации. Выключать перекачивающие насосы при первых миганиях красных ламп не следует, так как в этом случае в дополнительных баках остается около 50 л неперекачанного топлива.

Перекачивающие насосы следует выключать при устойчивом загорании красных ламп сигнализации (зеленые лампы при этом погаснут). В этом случае топливо из дополнительных баков будет выкачано практически полностью.

5. При выполнении полета в жарких климатических условиях (при температуре порядка +40°С) следует учитывать, что в этих условиях надежная перекачка может быть обеспечена только на высотах полета не более 4000 м.

На больших высотах перекачка может не произойти из-за недостаточной высотности насосов БПК4-1.

6. Включение перекачки топлива из дополнительных баков в основные следует производить при остатке топлива в каждой основной группе баков не более 1100 л.

7. Не допускается длительная работа насосов БПК4-1 на холостом ходу (топливо в дополнительных баках отсутствует), так как это может привести к выходу их из строя.

#### 4. МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

(рис. 26, см. в конце книги)

##### Основные эксплуатационные данные

Емкость каждого маслобака, л	142
Допускаемая максимальная заправка масла в каждый бак, л	Не более 110
Минимальное количество масла в баке, при котором обеспечивается нормальная работа двигателя, л	Не менее 30
Рекомендуемая заправка каждого бака маслом, л	95—105
Удельный расход масла на режимах 0,9 номинала, г/л.с.-час	Не более 10
Средняя норма расхода масла	3,0% от расхода топлива

Каждый двигатель имеет самостоятельную систему маслопитания.

Контроль за работой маслосистемы осуществляется из кабины пилотов, где установлены на приборной доске двухстрелочный манометр давления масла 2ЭДМУ-10 передних маслонасосов, то же 2ЭДМУ-10 задних маслонасосов, два двухстрелочных термометра 2ТУЭ-111 входящего и выходящего масла и указатели УПЗ-48 положения заслонок маслорадиаторов.

Производить запуск двигателя и осуществлять полет при наличии масла в каждом баке менее 60 л не разрешается.

Температуру масла в полете регулируют изменением положения створок маслорадиаторов. Количество масла в баках контролируется указателем масломеров, установленным на правом борту кабины пилотов около приборной доски. Когда в баке остается 40 л масла, загорается сигнальная лампочка.

### **Заправка маслом**

В качестве смазочного, для двигателей АШ-82Т применяется авиамасло марок МС-20 и МК-22. При положительных температурах наружного воздуха выше  $+5^{\circ}\text{C}$  заправляемое масло должно иметь температуру не ниже  $+20^{\circ}\text{C}$ , а при температуре наружного воздуха ниже  $+5^{\circ}\text{C}$  или отрицательных температурах масло заправляется подогретым до  $75\text{—}86^{\circ}\text{C}$ .

Если масло полностью сливалось из маслосистемы, в начале заправки следует отвернуть пробку на штуцере с левой стороны переднего маслонасоса и стравить воздух маслосистемы. После появления из отверстия штуцера непрерывной струи масла пробку завернуть и законтрить. Масло заливается через горловины маслобаков с внешней стороны мотогондол. Рекомендуется заправлять в каждый маслобак по 95—105 л.

Для опробования двигателей на земле достаточно иметь в баках по 60 л масла. Количество масла в баках контролируется мерными линейками, расположенными у заливных горловин баков, и по указателю масломеров в кабине пилотов.

### **Указания по разжижению масла бензином**

Разжижение масла бензином применяют для понижения вязкости масла при низких температурах, чтобы обеспечить при запуске нормальную подачу масла в двигатель, к воздушному винту и регулятору оборотов и достаточную смазку деталей.

Применение разжижения масла бензином устраняет необходимость (до наружных температур минус  $15^{\circ}\text{C}$ ) сливать или подогревать масло, находящееся в маслосистеме.

Разжижение масла бензином производят перед остановкой двигателей или во время длительной стоянки, руководствуясь следующим:

1. Масло разжижают перед остановкой двигателя, если ожидают, что при последующем запуске температура наружного воздуха за истекшие сутки, предшествующие запуску, будет плюс 5°С или ниже.

2. Если ожидают, что во время последующего запуска температура воздуха будет ниже минус 15°С и нет возможности перед запуском подогреть маслбак и трубопроводы при помощи подогревателя, то разжиженное масло обязательно нужно слить из маслосистемы.

3. После запуска двигателя и в начале прогрева на разжиженном масле давление масла может быть ниже нормы на 1—1,5 кг/см<sup>2</sup>, но к моменту вылета должно восстановиться нормальное давление.

4. Для сокращения времени работы двигателей на земле и чтобы не задерживать выхода пассажиров из самолета после подруливания к аэровокзалу разжижение масла бензином необходимо производить во время руления самолета после посадки.

1) Для обеспечения нормального режима разжижения на снижении самолета температуру входящего масла необходимо понизить до 50°С, а температуру головок цилиндров (по наименее нагретому цилиндру) до 120—140°С. Руление самолета после посадки в процессе разжижения производить на 1000—1200 об/мин.

Для разжижения масла необходимо включить переключатель разжижения и подавать бензин в масло в течение времени, указанного ниже:

Ожидаемая температура наружного воздуха, °С	От +5 до 0	От 0 до —10	От —10 до —15 и ниже
Время включения клапана разжижения ЭКР-3, мин	2	3	5

В процессе разжижения следить за давлением масла. Давление масла в переднем маслососе при 1200 об/мин не должно быть ниже 3 кг/см<sup>2</sup>.

При температуре наружного воздуха минус 35°С и ниже, ввиду возможного отказа манометра переднего маслососа из-за замерзания масла в штуцере шланга датчика манометра, контроль за разжижением производить по давлению масла в заднем маслососе. Давление масла в заднем маслососе после разжижения не должно быть меньше 3,5 кг/см<sup>2</sup> при работе двигателя на оборотах 1200 об/мин;

2) в конце разжижения после заруливания увеличить обороты до 2200 в минуту (винт на малом шаге), произвести частичное флюгирование до падения оборотов 1700 об/мин, а затем трижды перевести рычаг управления винтом на большой шаг (1700 об/мин) и обратно, для того чтобы заполнить механизм винта разжиженным маслом, после чего установить первоначальный режим — 1200 об/мин;

3) по окончании разжижения масла выключить клапан разжижения ЭКР-3, проработать 20—30 сек. на режиме 1200 об/мин. и остановить двигатель;

4) бензин, поступивший в масло, испаряется в течение 40—45 мин. работы двигателя. Поэтому, если после разжижения масла двигатель проработал не меньше 45 мин., следует повторить разжижение. Если запущенный на разжиженном масле двигатель работал менее 40 мин. и его останавливают на длительное время, необходимо произвести повторное разжижение в течение меньшего времени, чем указано в таблице, ориентируясь по давлению масла в переднем маслососе;

5) если масло разжижено в расчете на более низкие температуры, а в действительности наступило потепление, разрешается запуск без замены масла, но в этом случае перед вылетом время работы на земле следует увеличить на 10—15 мин. для удаления лишнего бензина из масла;

6) если масло разжижено в расчете на более высокую температуру наружного воздуха, а в действительности наступило похолодание, запуск двигателя разрешается производить только после подогрева масла во всей маслосистеме двигателя. Подогрев масла в этом случае производить до температуры не менее чем на 5°С выше той, на которой было произведено разжижение;

7) если масло не разжижалось бензином в течение 50 и более часов работы, то после первого полета с разжиженным маслом при (первой посадке снять и промыть масляные фильтры МФС-19, МФС-19-1 и фильтр в носке картера, так как в таком случае бензин, содержащийся в масле, способствует обильному смыванию отложений с деталей двигателя, что может привести к сильному засорению фильтров.

Также промыть фильтры при первой посадке после первого разжижения масла бензином;

8) если за время руления процесс разжижения не будет закончен, то продолжить разжижение масла бензином после заруливания на стоянку так, чтобы общее время разжижения масла за время руления и на стоянке было бы равно указанному выше на стр. 148;

9) в случае невозможности, по каким-либо причинам, разжижить масло бензином во время руления, разжижение произвести на стоянке самолета, после выхода из него пассажиров. Такое разжижение масла бензином производить при 1200 об/мин и температуре входящего масла 40—50°C. В остальном руководствоваться указаниями, изложенными выше в пунктах 1—3.

## 5. ГИДРОАЗОТНАЯ СИСТЕМА

(рис. 27, см. в конце книги)

### Основные эксплуатационные данные

Рабочая жидкость гидросистемы	АМГ-10
Общая емкость гидросистемы, л	114
Полная емкость бака гидросистемы, л	84 <sup>+4</sup> <sub>-2</sub>
Объем жидкости в баке гидросистемы до верхней черной отметки на масломерном стекле, л	73 ±3
То же до красной метки, л	40±1
Резервный объем бака гидросистемы, не забираемый насосами, л	20 <sup>+4</sup> <sub>-2</sub>
Уровень жидкости в мультипликаторе аварийной системы торможения колес при нормальной заливке	На 10—15 мм выше нижнего конца щупа
Рабочее давление гидросистемы, кг/см <sup>2</sup>	75-100 <sup>+10</sup> <sub>-5</sub>
Номинальное давление в общей аварийной сети азотной системы, кг/см <sup>2</sup>	120—150
Рабочее давление в гидросистеме автопилота, кг/см <sup>2</sup>	12—13
Начальное давление азота в гидроаккумуляторах (при давлении в гидросистеме и системе автопилота, равном нулю). кг/см <sup>2</sup> :	
общей сети	63—73
тормозов	39—45
автопилота	3,5—4,0

Гидроазотная система на самолете обеспечивает управление шасси, тормозами, закрылками, стеклоочистителями и автопилотом. На рис. 27 дана принципиальная схема гидросистемы, применительно к самолетам с № 147001330 и с № 7343001.

### **Рекомендации по эксплуатации**

Перед рулежкой на старт при работающих двигателях краны и агрегаты управления потребителями гидроазотной системы должны находиться в исходном положении, а именно:

- ручка управления шасси заперта стопором и предохранителем;
- ручка управления закрылками установлена на «подъем», поднята вверх и заперта стопором и предохранителем;
- кран аварийного выпуска шасси передней ноги закрыт;
- ручка крана переключателя ручного насоса установлена в положение «Нормальная сеть» — назад по полету;
- кран стравливания из сети передней ноги (на тех самолетах, где кран имеется) закрыт и опломбирован;
- рукоятка включения рулевых машинок автопилота установлена в положение «Отключены» — повернута до упора влево;
- ручка крана включения гидросистемы автопилота (на самолетах, где имеется кран) установлена в положение «Отключена» — повернута до упора влево;
- указатели положения шасси показывают «Выпущено»;
- механический указатель передней ноги полностью выдвинут вверх.

При включенном переключателе сигнализации шасси горят: одна зеленая лампа передней ноги и по две зеленых лампы левой и правой ног шасси.

Лампы работы насосов не горят. Указатель положения закрылков показывает «нуль».

При установке рычага газа в положение малого газа сирена звуковой сигнализации не звучит.

В полете контроль за работой гидроазотной системы осуществляется по показаниям манометров, расположенных на левом щитке приборной доски и пульте агрегатов аварийной системы, сигнальным лампочкам, контролирующим работу гидронасосов и автоматов разгрузки ГА-77Б, по указателю уровня жидкости в гидробаке, по визуальному наблюдению за агрегатами,



доступными для осмотра, а также по результатам работы потребителей гидросистемы три их использования.

В случае исправного состояния гидросистемы, нормальной зарядки гидроаккумуляторов и баллонов аварийной системы азотом показания приборов гидроазотной системы в полете при неработающих потребителях должны быть следующие:

— давление по манометру МГ-250 общей сети гидросистемы (верхний манометр на левом щитке) —  $110^{+10}_{-5}$  кг/см<sup>2</sup>. При этом периодически, с интервалом не менее 1,5—3 час., вследствие возможных внутренних утечек в агрегатах системы давление по манометру может плавно понижаться до величины  $80 \pm 5$  кг/см<sup>2</sup> с последующим резким нарастанием (при переключении автоматами разгрузки работы гидронасосов на подзарядку системы) до номинального рабочего давления  $110^{+10}_{-5}$  кг/см<sup>2</sup>.

**Предупреждение. Необходимо помнить, что при повороте крана включения гидросистемы автопилота в нейтральное положение линия давления через кран соединяется с линией слива, что вызывает падение давления в общей сети гидросистемы до нуля. Поэтому при пользовании краном для включения или выключения автопилота следует поворачивать кран в крайние положения до упора.**

— давление по манометрам МГ-60 тормозов (второй ряд на левом щитке) — на нуле;

— давление по манометру МГ-250 гидроаккумулятора тормозов основной системы торможения (левый манометр в нижнем ряду приборов левого щитка) от  $110^{+10}_{-5}$  до  $80 \pm 5$  кг/см<sup>2</sup>;

— давление по манометру МВ-60 азотной системы аварийного торможения (правый манометр в нижнем ряду приборов на левом щитке) — на нуле;

— давление в гидросистеме автопилота по двухстрелочному индикатору (нижний прибор на левом щитке) — 9—10 кг/см<sup>2</sup>;

— давление по манометру МГ-250 сети ручного насоса (на пульте агрегатов аварийной системы) — на нуле;

— давление по манометру МВ-250 азотного баллона аварийной системы торможения и выпуска передней ноги шасси, а на, самолетах первых серий давление по двум манометрам МВ-250 — азотного баллона аварийного торможения и азотного баллона

аварийного выпуска передней ноги шасси (на пульте агрегатов аварийной системы) — не менее  $120 \text{ кг/см}^2$ ;

— давление по манометру МВ-100 аварийной азотной сети выпуска передней ноги шасси (на пульте агрегатов аварийной системы) — на нуле.

**Примечание.** Манометры сети аварийного торможения, ручного насоса и аварийной азотной сети выпуска передней ноги шасси показывают давление при использовании соответствующей аварийной системы;

— две сигнальные лампы, установленные на щитке над пультом агрегатов аварийной системы, контролирующие работу гидронасосов, загораются лишь в момент, когда давление в линии нагнетания насосов достигает  $70^{+2} \text{ кг/см}^2$  и насосы работают на подзарядку гидросистемы. При достижении давления в гидросистеме  $110^{+10}_{-5} \text{ кг/см}^2$  автоматы разгрузки переключают работу насосов на холостой ход и давление в линии насосов падает. При падении давления в линии насосов до  $52 \text{ кг/см}^2$  (в основной гидросистеме давление в этот момент  $110^{+10}_{-5} \text{ кг/см}^2$ ) лампы гаснут. Вновь загораются лампы только при очередной разрядке гидроаккумуляторов (в результате включения потребителей или в длительном полете за счет внутренних утечек агрегатов) с падением давления в гидросистеме ниже  $80 \pm 5 \text{ кг/см}^2$ , когда автоматы разгрузки опять переключают гидронасосы на рабочий ход;

— уровень жидкости в гидробаке (по мерному стеклу) должен соответствовать указаниям на трафарете с учетом температурных поправок.

В полете с убраным шасси уровень жидкости в баке на 7—10 мм выше, чем с выпущенным шасси. На эту величину допускается превышение уровня над меткой верхнего предела.

Проверять уровень заливки бака в полете следует после срабатывания автомата разгрузки при давлении на манометре гидроаккумуляторов общей сети и тормозов  $110^{+10}_{-5} \text{ кг/см}^2$ . В случае понижения давления в гидроаккумуляторах уровень жидкости в гидробаке повышается.

Предупреждения: 1. При снижении уровня жидкости в полете ниже допустимой величины повышается нагрев жидкости в гидросистеме, а при значительном недостатке жидкости в гидробаке могут выйти из строя насосы гидросистемы и вся система. Если невозможно добавить жидкость в бак необходимо следить за дальнейшим снижением уровнем жидкости. Если уровень опустился ниже нижней кромки масломерного стекла, необходимо после полета проверить работу, или заменить их.

2. Гидробак в нижней части имеет резервный объем в  $20^{+4}$  л который не забирается гидронасосами и может быть использован только в аварийных целях для питания ручного насоса.

## 6. ШАССИ

### Основные эксплуатационные характеристики

Рабочая жидкость в амортизаторах шасси	АМ-70/10
Рабочая жидкость в гасителях автоколебаний передней ноги шасси	АМГ-10
Количество заливаемой жидкости в амортизаторы, л:	
основной ноги шасси	5,8
передней ноги шасси	4,6
Уровень жидкости в амортизаторе основной ноги шасси (при обжатой стойке)	До заливочного отверстия
Уровень жидкости в амортизаторе передней ноги шасси (при усадке поршня до деления на шкале поршня 150 мм)	До заливочного отверстия
Уровень жидкости в гасителях автоколебаний передней ноги шасси	Контрольный штырь должен выступать над гайкой корпуса на 6,5—12 мм
Начальное давление азота в амортизаторе при полностью выпущенном поршне (без нагрузки), кг/см <sup>2</sup> :	
основной ноги шасси	32±1
передней ноги шасси	7±0,5
Стояночное обжатие (усадка) амортизатора, мм:	
основной ноги шасси	180—230
передней ноги шасси	170—260
Максимальное стояночное обжатие амор-	

тизатора передней ноги шасси при полном газе обоих двигателей, мм	280
Максимально допускаемое обжатие амортизаторов (контролируемое по следу на поршне), мм:	
основной ноги шасси	290
передней ноги шасси	310
Давление в авиашинах колес, кг/см <sup>2</sup> :	
основных ног шасси	5—5,5
передней ноги шасси	4,3—4,8
Стояночное обжатие авиашин колес:	
основной ноги шасси, мм	60±5
Стояночное обжатие авишины колеса передней ноги шасси, мм	50 ±5
Зазоры в тормозных колодках, мм	0,3—0,4

### Рекомендации по эксплуатации

Для предупреждения от случайного или самопроизвольного сдвига ручки крана шасси от исходного положения «Шасси выпущено» стопор ручки на стоянке самолета, а также после посадки на пробеге и рулении должен быть законтрен откидной защелкой (серьгой) и контровочной шпилькой (морским болтом).

Вынимать контровочную шпильку (морской болт) следует перед выруливанием самолета на старт или непосредственно на старте, перед подготовкой самолета к взлету. При этом после снятия контровочной шпильки и повертывания защелки на 180° (к концу ручки) следует установить шпильку (через ушки на предохранительной муфте и защелке) во второе гнездо, не оставляя шпильку и защелку незакрепленными.

При длительной стоянке самолета замки шасси должны дополнительно контриться специальными штырями с красными флажками.

### Подъем шасси в полете

Для подъема шасси необходимо:

1) оттянуть предохранительную муфту стопора и повернуть ее ушками с серьгой на 90° влево;

2) нажать на педаль стопора ручки и перевести ручку вверх в положение «Поднято». Отпустить педаль стопора, убедиться, что стопор зафиксировал ручку в верхнем положении.

По указателям УШ-48 и сигнализации проверить положение шасси. Стрелки указателя шасси должны находиться в положении «Убрано» и три красные лампочки сигнализации шасси — гореть.

Механический указатель передней ноги шасси при этом должен находиться в нижнем крайнем положении. При температуре наружного воздуха от +30°С до —30°С продолжительность подъема шасси составляет 4,5—5,5 сек.

**Предупреждение.** При взлете с размокшего грунтового аэродрома или с аэродрома с мокрым талым снегом, в целях мер предупреждения от засорения замков шасси при попадании на них грязи или комков снега, после взлета произвести двух-трехкратный подъем и выпуск шасси.

### **Выпуск шасси в полете**

Для выпуска шасси необходимо:

1) нажать на педаль стопора ручки крана шасси и перевести ручку вниз в положение «Выпущено». Отпустить педаль стопора и убедиться, что стопор зафиксировал ручку в нижнем положении;

2) запереть стопор предохранительной муфтой, повернув ее влево в положение стопорения.

По сигнальным лампочкам и указателям проверить положение шасси. При полностью выпущенном шасси и закрытых замках выпущенного положения должны гореть пять зеленых лампочек сигнализации (одна лампочка передней ноги и по две лампочки правой и левой ног основного шасси). Указатели положения шасси УШ-48 должны показывать, что шасси выпущено, а механический указатель передней ноги находится в крайнем верхнем положении. этом случае при убранном газе сирена не звучит.

**Предупреждение.** Уборку и выпуск шасси разрешается производить на скорости не более 290 км/час по прибору.

### **Аварийный выпуск шасси ручным насосом**

Аварийный выпуск шасси ручным насосом применяется в случае выхода из строя насосов или повреждения (отказа) основной гидравлической системы самолета.

Для выпуска шасси этим способом необходимо:

1) перевести ручку крана шасси вниз в положение шасси «Выпущено»;

2) установить ручку крана переключения ручного насоса в положение «Аварийная сеть»;

3) вставить в гнездо рукоятку ручного насоса и перевести ее в крайнее заднее положение для открытия верхних замков, удерживающих шасси в поднятом положении;

4) спустя 1—2 сек. после открытия верхних замков и частичного опускания шасси под действием собственного веса, что определяется по указателям положения шасси, начать работать ручным насосом до момента полного выпуска шасси и закрытия замков выпущенного положения.

Контроль за правильным положением шасси при выпуске и закрытии замков осуществляется по сигнальным лампочкам, указателям УШ-48 и механическому указателю передней ноги, как и в случае выпуска шасси нормальным способом от основной гидросистемы самолета.

**ВНИМАНИЕ!** Учитывая, что скоростной напор способствует лишь выпуску главных ног шасси и препятствует выпуску передней ноги, выпуск шасси при помощи ручного насоса для ускорения и облегчения процесса полного выпуска передней ноги рекомендуется производить на скорости 200—230 км/час и не более, как на скорости 250 км/час по прибору.

Если приходится выпускать аварийным способом только основное шасси, рекомендуется увеличить скорость полета до 270—290 км/час. На этой скорости основное шасси под действием встречного потока и собственного веса фиксируется в выпущенном положении (запирается на замки) даже без применения ручного насоса.

#### **Выпуск передней ноги при помощи азотной аварийной системы\***

Применение азотной аварийной системы для выпуска (передней ноги ограничивается отдельными частными случаями. Практически эта система может быть использована в нижеследующих аварийных случаях:

— полный отказ гидросистемы и невозможность использования ручного гидронасоса;

---

\*Выпуск главных ног шасси осуществляется ручным насосом или под действием собственного веса.

— неэффективность ручного гидронасоса при выпуске передней ноги шасси (стойка не доходит до крайнего выпущенного положения).

Для выпуска передней ноги азотной аварийной системой необходимо:

1) Проверить по манометру МВ-250 на пульте агрегатов аварийной системы давление азота в баллоне аварийного выпуска передней ноги и аварийного торможения (а на самолетах первых серий, где имеется два баллона азотной аварийной системы, проверить давление азота по манометру МВ-250 баллона аварийного выпуска передней ноги). Оно должно быть не менее  $90 \text{ кг/см}^2$ .

2) Проверить, что кран стравливания закрыт (только на самолетах с одним общим азотным баллоном, на которых установлен этот кран).

3) Установить скорость полета  $200\text{—}230 \text{ км/час}$  по прибору.

4) Открыть полностью и быстро кран аварийного выпуска передней ноги шасси. Медленное и неполное открытие крана приводит к стравливанию азота из баллона в атмосферу, не попадая в цилиндр аварийного выпуска (особенно на самолетах с двумя азотными баллонами, на которых не имеется крана стравливания. На этих самолетах кран аварийного выпуска передней ноги установлен до редуктора и к нему подводится давление, равное давлению в азотном баллоне).

5) Убедиться по механическому указателю и указателю УШ-48, что передняя нога выпускается. При полном выпуске ноги и закрытии замка выпущенного положения должна загореться зеленая лампочка сигнализации, механический указатель занять верхнее положение, а указатель УШ-48 находиться в положении «Выпущено».

Во время выпуска передней ноги давление на манометре МВ-100 азотной системы должно быть  $30\text{—}50 \text{ кг/см}^2$  и в конце выпуска  $45\text{—}60 \text{ кг/см}^2$ .

6) На самолетах, имеющих кран стравливания и один общий азотный баллон, в целях уменьшения потери давления азота в баллоне, необходимого как резерв для торможения колес при посадке самолета, после окончания выпуска передней ноги следует полностью закрыть аварийный кран выпуска (передней ноги).

Для стравливания давления в цилиндре аварийного выпуска передней ноги и подготовки таким образом условий для возможности последующего подъема передней ноги необходимо:

— на самолетах, имеющих кран стравливания, — открыть этот кран,

— на самолетах, не имеющих крана стравливания, — закрыть кран аварийного выпуска передней ноги шасси.

Однако эти операции необходимо выполнять не в полете, а на земле при выяснении причин отказа основной гидросистемы и устранении неисправностей.

**Предупреждение.** Впредь до выяснения причин отказа основной гидросистемы, устранения неисправностей с опробованием подъема и выпуска шасси в наземных условиях и приведения аварийной системы в исходное положение взлет самолета запрещается. Убедись, что после приведения аварийной системы выпуска передней ноги шасси в исходное положение цилиндр аварийного выпуска передней ноги законтрен, а кран стравливания азота (на самолетах, где имеется этот кран) закрыт и законтрен.

## 7. ТОРМОЗНАЯ СИСТЕМА КОЛЕС ШАССИ

### Основная система торможения

Основное торможение могут осуществлять правый (или левый пилоты). Одновременное пользование тормозами правым и левым пилотами не допускается.

При передаче пользования основной системой торможения одним пилотом другому (безразлично, с какого сиденья) принимающий управление должен первое торможение каждой тормозной гашеткой сделать интенсивно для перекладки тормозных переключателей.

Торможение можно осуществлять в несколько приемов, нажимая на тормозные педали и освобождая их, или в один прием — плавным нажатием на тормозные педали. Последний способ более эффективен.

Сила и эффективность торможения зависит в итоге от степени нажатия на тормозные педали.

Давление в тормозах показывают два манометра, установленные на левом щитке приборной доски, — один для правых колес, а другой для левых.

При полном затормаживании колес манометры должны показывать  $30 \pm 2 \text{ кг/см}^2$ . При пользовании тормозами необходимо следить за давлением в гидроаккумуляторе тормозов. Нормальное давление в тормозном гидроаккумуляторе при работе тормозной системы должно быть в пределах от  $80 \pm 5$  до  $110^{+10}_{-5} \text{ кг/см}^2$ .



В случае, если давление по манометру гидроаккумулятора тормозов составляет менее  $75 \text{ кг/см}^2$  и при работе двигателей на оборотах до 950—1000 об/мин давление не повышается, то это указывает на неисправность гидросистемы.

**ВНИМАНИЕ!** Наряду с исключением возможности одновременного пользования тормозами обоими пилотами не допускается также одновременное применение основной и аварийной систем торможения.

Пользование нормальной системой торможения в случае, если перед этим применялась аварийная система, допускается только после приведения нормальной системы в исходное положение и предварительной ее проверки.

Не разрешается нажатие на рычаг клапана ПУ-7 аварийной системы торможения, когда нормальная система находится в исходном положении и подготовлена для использования. Это может вызвать перемещение золотника челночного клапана от своего крайнего положения в промежуточное положение и создать условия для перетекания жидкости АМГ-10 из основной системы в аварийную (за длительное время), переполнения мультипликаторов и выброса жидкости через дренажные отверстия редуцированных ускорителей и трубки наружу.

При случайном, без надобности, нажатии на рычаг клапана ПУ-7, для предотвращения указанного явления, необходимо тормозные педали одного из пилотов резко довести до упора и выдержать в таком положении 2— 3 сек. Этим самым будет обеспечена перекачка золотника челночных клапанов в нужное крайнее положение.

### **Аварийная система торможения**

Аварийная система торможения предназначена на случай отказа в работе нормальной системы.

Для одновременного и равномерного торможения правых и левых колес шасси необходимо нажать на рычаг клапана ПУ-7, установленного на передней панели центрального пульта, при нейтральном положении (или близких к нейтральному положению) педалей управления рулем поворота.

Для раздельного торможения правой или левой пары колес необходимо нажать на рычаг клапана ПУ-7 и соответственно переместить педали. При перемещении вперед правой педали

затормаживаются правые колеса и соответственно растормаживаются левые, и самолет разворачивается вправо, а при перемещении вперед левой педали — наоборот. Сила и эффективность торможения зависит от степени нажатия на рычаг клапана ПУ-7.

Разница в силе торможения правых и левых колес при раздельном торможении примерно пропорциональна ходу движения педалей от нейтрального положения.

Для растормаживания правых и левых колес шасси необходимо освободить рычаг клапана ПУ-7 аварийного торможения.

Плавность или резкость торможения колес, а также их растормаживание зависит соответственно от резкости нажатия и освобождения рычага клапана ПУ-7. Во время аварийного торможения при нажиме на рычаг клапана ПУ-7 до упора давление на манометре МВ-60 аварийного торможения должно быть 10 — 11  $кг/см^2$ . При этом в тормозах колес возникает давление 30—34  $кг/см^2$ .

Для полного и надежного обеспечения торможения колес от момента посадки самолета до заруливания на стоянку необходимо иметь давление азота в баллоне, предназначенном для аварийного торможения, не менее 90  $кг/см^2$ .

Следует помнить, что во время пользования системой аварийного торможения не допускается нажатие на тормозные педали (гашетки) основной тормозной системы.

При пользовании аварийной системой давление на манометрах тормозов основной системы должно быть равно нулю.

После пользования аварийной системой торможения следует привести системы торможения в исходное положение, зарядить азотный баллон до требуемого давления и произвести проверку основной системы торможения. В случае если аварийная система применялась из-за отказа основной системы торможения, последующий взлет самолета разрешается производить только после выяснения причины отказа и устранения дефекта. При проверке системы необходимо:

— убедиться, что при верхнем (свободном) положении рычага клапана ПУ-7 манометр азотной системы аварийного торможения показывает нуль (колеса расторможены);

— нажать до упора на 2—3 сек, обе тормозные педали (правого или левого пилота) при давлении в гидроаккумуляторе тормозов 75—120  $кг/см^2$  и убедиться, что давление на манометрах тормозов поднялось до величины  $30 \pm 2$   $кг/см$ .

— законтрить тонкой проволокой рычаг клапана ПУ-7 аварийного торможения (для предохранения от случайного нажатия);

— проверить уровень жидкости в мультипликаторах тормозов;

— проверить работу основной системы торможения, сделав три-пять торможений с каждого сиденья пилотов. При этом следует наблюдать за величиной давления и за четкостью поднятия и сбрасывания давления по манометрам тормозов. Последний нажим обеих тормозных гашеток сделать с места левого пилота.

После проверки убедиться, что нет выброса жидкости через дренажные трубки тормозных ускорителей.

## **8. СТОЯНОЧНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ КОЛЕС И СТОПОРЕНИЕ РУЛЕЙ И ЭЛЕРОНОВ**

Системы стояночного торможения колес шасси и стопорения рулей и элеронов предназначены как для длительной, так и кратковременной стоянки самолета.

Для стояночного торможения используется основная гидравлическая система торможения.

При включении стояночных тормозов давление по манометрам правого и левого колес должно быть в пределах  $28—32 \text{ кг/см}^2$ , а давление по манометру гидроаккумулятора тормозов  $110^{+10}_{-5} \text{ кг/см}^2$ .

В случае длительной стоянки самолета с заторможенными колесами необходимо:

а) поднять давление в гидроаккумуляторе тормозов до  $110^{+10}_{-5} \text{ кг/см}^2$  и при этом давлении установить на стояночные тормоза;

б) периодически следить во время стоянки за давлением в тормозном гидроаккумуляторе, не допуская понижения давления менее  $55 \text{ кг/см}^2$ , и за давлением в тормозах колес, которое должно быть не менее  $18—20 \text{ кг/см}^2$ .

Управление стояночным торможением осуществляется специальной рукояткой стояночного торможения или рукояткой стопорения рулей и элеронов, которая одновременно дублирует и торможение колес.

На самолетах первых серий рукоятка стояночного торможения расположена на боковой панели центрального пульта справа, а рукоятка стопорения рулей и элеронов соответственно с левой стороны пульта.

На самолетах последующих серий указанные рукоятки установлены наоборот. Рукоятка стояночного торможения с левой стороны, а рукоятка управления стопорами — с правой стороны центрального пульта.

Когда обе рукоятки находятся в крайнем нижнем положении, тормоза колес не включены, рули и элероны отстопорены.

Для включения тормозов колес на стоянке необходимо нажать на педаль рукоятки стояночного торможения, перевести рукоятку в крайнее верхнее положение и зафиксировать ее стопорным механизмом в этом положении.

Для выключения стояночных тормозов следует выполнить обратную операцию — перевести рукоятку стояночного торможения в крайнее нижнее положение.

Для стопорения рулей и элеронов с одновременным стояночным торможением колес необходимо:

— установить руль поворота и элероны в нейтральное положение, а руль высоты в крайнее нижнее положение (штурвал от себя до упора);

— нажать на педаль рукоятки управления стопорами перевести рукоятку вверх до упора, зафиксировав ее в этом положении стопорным механизмом.

При этом следует иметь в виду, что перевод рукоятки стопорения вверх до упора автоматически вызывает поворот рукоятки стояночного торможения вверх.

Для того чтобы освободить от стопоров рули и элероны, необходимо рукоятку управления стопорами перевести в крайнее нижнее положение, а если одновременно с этим надо растормозить колеса, следует перевести вниз рукоятку стояночного торможения.

**ВНИМАНИЕ! 1. При включенных тормозах, когда рукоятка стояночного торможения находится в верхнем положении, а рукоятка стопорения в нижнем положении, поворот этой рукоятки вверх невозможен. Чтобы застопорить в этом случае рули и элероны, необходимо прижать педаль на рукоятке стояночного торможения (для выведения из зацепления контровки ручки), а затем потянуть рукоятку стопорения вверх.**

**2. При включенных тормозах и застопоренных рулях и элеронах (обе рукоятки находятся в верхнем положении) растормаживание колес до снятия стопоров (т. е. перевода рукоятки стопорения «вниз») невозможно.**

## 9. ПОДЪЕМ И ВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ

Управление подъемом и выпуском закрылков осуществляется с помощью гидравлического крана закрылков, ручка которого расположена на передней панели центрального пульта.

Для предупреждения от случайного или самопроизвольного сдвига ручки управления закрылками имеет стопор, фиксирующий ручку в двух крайних и нейтральном положениях, а также имеет предохранительную муфту, запирающую стопор.

На стоянке самолета, а также после посадки, когда ручка крана управления закрылками установлена в крайнее верхнее положение — «Закрылки подняты», следует запереть стопор ручки предохранительной муфтой.

Для выпуска закрылков необходимо нажать на шарик ручки (предварительно освободив ручку от стопорения предохранительной муфтой), перевести ручку вниз в положение «Выпущено» и, наблюдая за указателем положения закрылков, убедиться, что закрылки отпускаются. Когда стрелка указателя дойдет до положения выпуска на желаемый угол, перевести ручку крана в нейтральное положение.

При необходимости выпуска закрылков на полный угол, ручку крана закрылков следует перевести в крайнее нижнее положение и оставить ее в этом положении. Время выпуска закрылков на взлетный угол (17—20°) составляет 5—8 сек., а на полный угол (45°) — 10—15 сек. Для подъема закрылков необходимо нажать на шарик ручки и перевести ручку вверх в положение «Подняты».

По стрелке указателя положения закрылков убедиться, что закрылки полностью убрались (стрелка должна быть на нуле).

Время уборки закрылков от взлетного угла (17—20°) должно составлять 10—15 сек. и от полного угла (45°) — 15—25 сек.

## 10. ПОЛЬЗОВАНИЕ СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЯМИ

Механические стеклоочистители с гидроприводом предназначены для очистки наружной поверхности передних лобовых стекол фонаря от наслоений мокрого снега, инея, дождевых капель и влаги, нарушающих прозрачность стекол.

Для включения стеклоочистителей необходимо повернуть в открытое положение дроссельные (дозировочные) краны, расположенные, в кабине пилотов с правой и левой сторон у окантовки фонаря. Скорость радиального движения щетки стеклоочистителя зависит от степени открытия соответствующего крана.

Максимальная скорость движения щетки при полном открытии крана составляет около 120 двойных ходов в минуту.

Включение и выключение правого и левого стеклоочистителей производится отдельно соответствующим дроссельным краном. Для отключения работающего стеклоочистителя необходимо постепенным закрытием крана довести скорость движения щетки до минимальной величины и когда щетка будет находиться в исходном положении, быстро закрыть кран.

**Предупреждение.** Для предотвращения повреждения наружной поверхности лобовых стекол и щеток стеклоочистителей использование стеклоочистителей по сухому стеклу, а также применение их для очистки стекол от пыли и грязи в наземных условиях не разрешается.

При необходимости использования стеклоочистителей для очистки обледеневших стекол предварительно следует произвести обогрев стекол.

## **11. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ САМОЛЕТА**

При полете с температурой воздуха 0°С и ниже включение электрообогрева ПВД и ТП-156 необходимо производить, не дожидаясь начала обледенения, до входа в облачность, туман, дождь или снег. В зависимости от условий обледенения противообледенительная система крыла и оперения должна работать непрерывно или периодически.

В условиях обледенения слабой или средней интенсивности противообледенительная система крыла и оперения может работать непрерывно.

В условиях обледенения большой интенсивности для предотвращения образования ледяных валов («барьерного льда») за носками крыла и оперения включение противообледенителей крыла оперения следует производить периодически в следующем порядке:

а) выключить систему и не включать до тех пор, пока на бортовом указателе обледенения толщина льда не увеличится на 10—15 мм, после этого включить систему и сбросить лед с крыла и оперения;

б) после освобождения крыла и оперения от льда снова выключить систему и в дальнейшем включать ее периодически, через промежутки времени, соответствующие нарастанию на указателе льда толщиной 10—15 мм.

Периодические включения противообледенительной системы крыла и оперения значительно повышают эффективность ее работы в условиях обледенения большой интенсивности и обеспечивают в большинстве случаев «сухое» удаление льда (без затекания влаги и образования льда на необогреваемой части поверхности крыла и оперения).

Противообледенительное устройство стекол кабины пилотов следует включать сразу же при попадании самолета в условия обледенения.

### **Пользование подогревом воздуха, поступающего в двигатели**

При выполнении полетов в условиях обледенения и мокрого снегопада на сетках дроссельных коробок двигателей может происходить отложение льда, что приводит к падению давления наддува и нарушению работы двигателей.

В связи с этим при полетах в условиях обледенения или мокрого снегопада необходимо следить за наддувом.

При снижении давления наддува, по сравнению с ранее установленным, необходимо открыть заслонки подогрева воздуха, поступающего в двигатели, и проверить его температуру по показаниям термометров, индикаторы которых установлены в кабине радиста. Заслонка открывается переводом переключателей, расположенных на центральном пульте, из среднего положения «Всасывающий патрубок» в положение «Подогрев». При этом загораются лампочки «Пылефильтр включен», и в двигатели одновременно с подачей нагретого воздуха из подкапотного пространства (через заслонки подогрева) поступает воздух через сетки пылефильтров. В полете на крейсерском режиме при открытии заслонок, воздух, поступающий в двигатели, нагревается на 30—40°С, при этом давление наддува уменьшается на 20—40 мм рт. ст.

После включения подогрева следует восстановить давление наддува рычагами управления дроссельными заслонками.

Температура воздуха, поступающего в двигатель, не должна при включенном подогреве превышать 50°C. Если температура превысила 50°C, необходимо уменьшить ее изменением положения юбок капота.

После выхода самолета из зоны обледенения и мокрого снегопада закрыть заслонки подогрева, переводя переключатели в положение «Всасывающий патрубок».

### **Пользование противообледенительной системой крыла и оперения**

1. Для включения противообледенительной системы крыла и оперения на земле при работающих двигателях необходимо:

а) посредством переключателя на щитке управления противообледенительными устройствами открыть блок (заслонок противообледенителей крыла, и оперения и проверить открытие заслонок по положению стрелки указателя 6 (на рис. 28 показан щиток управления противообледенителями и отоплением кабин, где указана нумерация указателей заслонок и термометров);

б) посредством двух переключателей на щитке управления открыть заслонки калориферов, переведя их в положение «В систему», и проверить открытие заслонок по положению стрелок правого и левого указателей 2;

в) следить за показаниями термометра 7, которые не должны превышать 120°C. При повышении температуры по термометру 7 свыше 120°C прикрыть заслонки калориферов, переведя переключатели в положение «В атмосферу». 2.

Для включения противообледенительной системы крыла и оперения в полете на двух двигателях необходимо:

а) открыть блок заслонок противообледенителей посредством переключателя на щитке управления противообледенительными устройствами и проверить открытие заслонок по положению стрелки указателя 6;

б) открыть полностью заслонки калориферов посредством двух переключателей на щитке управления, переведя их в положение «В систему», и проверить открытие заслонок по положению стрелок правого и левого указателей 2;



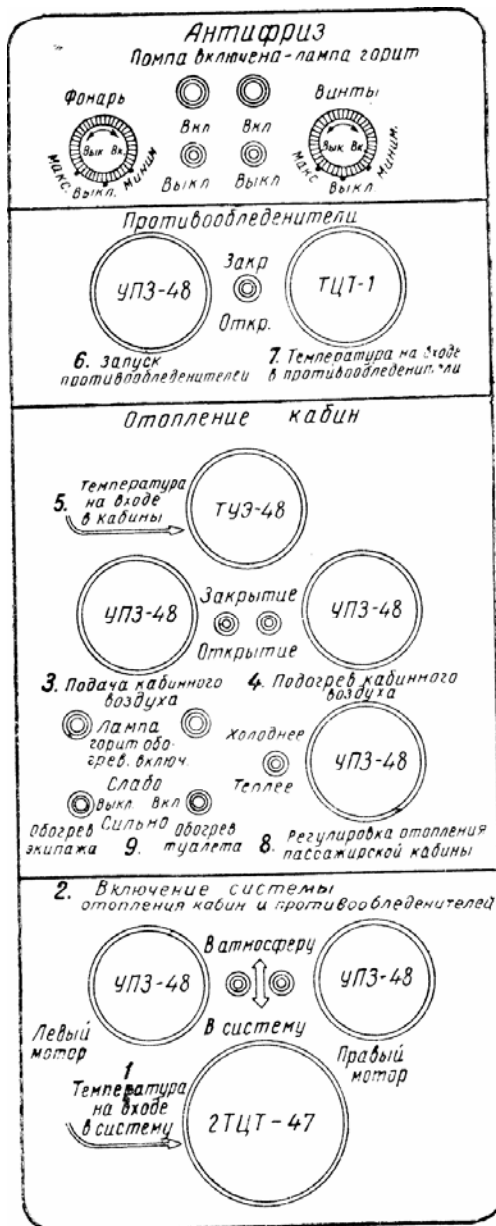


Рис. 28. Щиток противообледенителей и отопления кабин.

в) следить за температурой воздуха, поступающего в систему.

В установившемся режиме работы противообледенительной системы температура по термометру 7 не должна превышать 220°C, а по термометру 1 230°C. При этом допускается расхождение показаний правой и левой стрелок термометра 1 не более 50°C. Если показания термометра (или термометра 7) превысили допустимую температуру, необходимо кратковременно закрыть заслонки калориферов 2.

При открытии заслонок 2 возможно кратковременное повышение температуры воздуха выше значений, допускаемых для установившегося режима работы противообледенительной системы. В связи с этим допускается повышение температуры (при открытии заслонок) по термометру 1 до 260°C в течение не более 5 мин.

Наличие расхождения в показаниях термометра 1 более 50°C или превышение 260°C является признаком неисправности системы или термометра.

В полете при закрытых заслонках калориферов термометры 1 и 7 благодаря наличию зазоров по контуру заслонок могут показывать температуру в пределах 100—200°C, что является допустимым.

3. Для включения противообледенительной системы крыла и оперения в полете с одним работающим двигателем необходимо:

а) открыть блок заслонок противообледенителей посредством переключателя на щитке управления противообледенительными устройствами и проверить открытие заслонок по положению стрелки указателя б;

б) полностью открыть заслонку калорифера работающего двигателя посредством переключателя на щитке управления, переведя его в положение «В систему». Закрыть заслонку калорифера отказавшего двигателя. Проверить положение заслонок калориферов по стрелкам правого и левого указателей 2

в) следить за температурой воздуха, поступающего в систему. Показания термометра 1 не должны превышать 230°C, а термометра 7 — не более 220°C.

Если при полете в условиях обледенения большой интенсивности не обеспечивается эффективное удаление льда, следует выключить систему отопления кабин.

4. Для выключения противообледенительной системы крыла и оперения необходимо:

а) закрыть заслонки калориферов, переведя переключатели на щитке управления в положение «В атмосферу». Проверить положение заслонок калориферов по стрелкам правого и левого указателей 2. Если система отопления кабин при этом работает, заслонки 2 закрыть не полностью, оставив необходимый расход воздуха для отопления;

б) закрыть «блок заслонок противообледенителей, проверив положение заслонок по указателю б.

На рис. 29 приведена принципиальная схема противообледенителей крыла, оперения и отопительной системы, применительно к пассажирским самолетам типа Ил-14М. (Рис. 29 приведен в конце работы).

### **Меры борьбы с обледенением воздушных винтов**

При полетах самолета в условиях обледенения в случае, если на лопастях воздушных винтов образуется слой льда, приводящий к появлению ударов льда по обшивке фюзеляжа или винтовой тряске, необходимо удалить его путем изменения шага винта.

Для этого перед сбросом льда выключить автопилот, затем переводом винта на малый шаг увеличить обороты до 2300 об/мин, после чего уменьшить их до 1600—1700 об/мин.

Изменение шага винта производить не менее трех раз, после чего восстановить ранее установленные обороты.

### **Пользование противообледенительными устройствами стекол кабины пилотов**

Перед полетом необходимо включить систему электрообогрева стекол кабины пилотов и проверить по бортовому амперметру величину тока, предварительно убедившись, что оба генератора исправны и включены в сеть каждое стекло потребляет 35—40 *a*. При температурах наружного воздуха ниже минус 40°С с целью равномерного прогрева стекол включать электрообогрев следует вначале импульсами от 30 сек. до 1 мин., с перерывами по 20—30 сек. между включениями.

На земле электрообогрев следует включать при проверке и для устранения наружного и внутреннего обледенения стекол — на стоянке, при рулении и перед взлетом. Для включения пользоваться двумя выключателями (один — для правого, другой — для левого стекла), находящимися на верхних электрощитках пилотов.

Электрообогрев стекол необходимо проверять при работающих двигателях от их генераторов или от наземного источника питания.

Запрещается производить проверку от бортовых аккумуляторов.

В полете при попадании в условия обледенения следует включать электрообогрев обоих стекол.

На самолетах, где установлены два генератора ГСР-3000, в полете с одним работающим двигателем электрообогрев левого и правого стекол включать только поочередно.

Для подачи на стекла нагретого воздуха необходимо открыть заслонки у насадков, установленных для обдува боковых и передних стекол.

## **12. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ОТОПИТЕЛЬНО - ВЕНТИЛЯЦИОННОЙ СИСТЕМЫ**

Отопительная система самолета может быть использована в полете как для отопления, так и для вентиляции кабин. Вентиляционная система используется только для вентиляции.

Воздух для отопления кабин поступает из атмосферы под скоростным напором и проходит через воздухо-воздушный радиатор 10 (см. рис. 29), где нагревается от проходящего через радиатор горячего воздуха, который в свою очередь также поступает из атмосферы и нагревается в калориферах двигателей.

Температура нагреваемого воздуха, поступающего в кабины, регулируется подачей проходящего через радиатор горячего воздуха с помощью спаренных заслонок, установленных на калориферах (теплообменниках). Когда одна из этих заслонок открывает доступ горячему воздуху в систему, другая закрывает выход его в атмосферу и наоборот. В промежуточных положениях заслонок горячий воздух поступает и в систему, и в атмосферу. Количество нагреваемого воздуха, поступающего в кабины, регулируется заслонкой 11 (рис. 29), установленной на входе в воздухо-воздушный радиатор.

В качестве дополнительного обогрева туалетной комнаты пассажирских самолетов и кабины пилотов служат электроподогреватели изд. 1010.

Управление и контроль за системой отопления осуществляется со специального щитка из кабины экипажа. Схема и щиток управления представлены на рис. 28.

Воздух для вентиляции поступает из атмосферы через заборники, установленные на бортах самолета.

*Для включения отопительной системы необходимо:*

1. Полностью открыть заслонку 3\* «Подача кабинного воздуха».
2. Полностью открыть заслонку 4 «Подогрев кабинного воздуха».
3. Постепенно подавать воздух из обоих калориферов, открывая заслонки 2 «Включение системы» вначале не более чем, на 1/4 хода. Не допускать при установившейся работе системы увеличения температуры этого воздуха более 230°C. Контроль осуществлять по спаренному термометру 1 при этом расхождение показаний правого и левого термометров не должно превышать более 50°C.

**Примечание.** При открытии заслонок 2 допускается кратковременный не более 5 мин. заброс температуры до 260°C.

4. Регулируя величину открытия заслонок 2, установить необходимую температуру воздуха на входе в кабины по термометру 5. не допускать повышения температуры этого воздуха более 100—110°C.

В полете при температуре наружного воздуха порядка минус 15°C температуру воздуха на входе в кабины поддерживать в пределах 60—65°C при установившемся тепловом режиме в кабинах. При температуре наружного воздуха порядка минус 30°C и ниже поддерживать в начальный период обогрева температуру воздуха на входе в кабины в пределах 95—100°C, а при достижении в кабинах нормированной температуры (+ 20°C) снизить температуру этого воздуха до 70—80°C.

---

\* Нумерация выключателей, указателей заслонок и термометров соответствует обозначениям, приведенным на щитке управления в кабине экипажа (см. рис. 28).

5. Для повышения температуры в кабине экипажа (на самолетах, имеющих перекрывные заслонки в коробах отопления) следует частично перекрывать заслонки коробов отопления пассажирской кабины, устанавливая переключатель 8 в положение «Холоднее». Кроме того, при необходимости можно включать электрообогреватель (изд. 1010) с помощью переключателя 9 «Обогрев экипажа» на режим «Слабо» или «Сильно».

Для общего увеличения тепла следует повысить температуру воздуха на входе в кабины до 100—110°С.

6. Для обогрева туалетного отсека необходимо открыть заслонку «Обогрев туалета» и вытяжную вентиляцию контейнера. Закрывать в полете заслонку «Обогрев туалета» при включенном отоплении запрещается.

При недостаточном обогреве туалетной комнаты от основной отопительной системы необходимо включить электрообогреватель (изд. 1010) с помощью переключателя 9 «Обогрев туалета» на режим «Слабо» или «Сильно». Интенсивность обогрева туалетной комнаты регулировать посредством жалюзи на выходе теплого воздуха.

Для включения системы вентиляции необходимо открыть ручную воздухозаборники, расположенные на бортах самолета. Кроме того, необходимо открыть вытяжные жалюзи, расположенные на потолке кабины.

В жаркое время года для вентиляции кабин попользуется отопительная система. Для этого надо полностью открыть заслонку 3 «Подача кабинного воздуха», при этом заслонка 4 «Подогрев кабинного воздуха» должна быть полностью закрыта, а спаренные заслонки 2 калориферов должны быть установлены в положение «В атмосферу».

В случае перехода с двухмоторного полета на полет с одним работающим двигателем (при включенной отопительной системе) необходимо:

1. Закрыть заслонку 2 калорифера неработающего двигателя, чтобы прекратить подачу холодного воздуха в воздухо-воздушный радиатор.

2. Увеличить открытие заслонки 2 калорифера работающего двигателя, чтобы поддерживать необходимую температуру воздуха на входе в кабины, контролируруемую термометром 5.

*Для выключения отопительной системы необходимо:*

1. Выключить «подачу горячего воздуха в систему из калориферов, закрыв заслонки 2 и тем самым создав перепуск горячего воздуха из калориферов в атмосферу.

**Примечание.** При закрытых заслонках 2 благодаря наличию зазоров по контуру заслонок, термометр 1 может показывать температуру порядка 100—200°С, что является допустимым.

2. Закрыть заслонку 4 «Подогрев каabinного воздуха».

3. Через 2—3 мин. после закрытия заслонки 4 закрыть заслонку 3 «Подача каabinного воздуха».

4. Выключить электрообогреватель изд. 1010 кабины экипажа.

5. Выключить электрообогреватель изд. 1010 туалета и закрыть вытяжную вентиляцию контейнера (на самолетах, где установлен и был включен в действие электрообогреватель).

### **Наземный обогрев кабины**

На самолетах, имеющих специальное устройство для подсоединения рукава наземного подогревателя в отопительную систему самолета, необходимо при температуре наружного воздуха плюс 5°С и ниже нагревать кабины.

Обогрев производить вплоть до окончания посадки пассажиров в самолет. Температуру в кабинах обеспечивать порядка 20°С и контролировать по термометру, установленному в пассажирской кабине.

В качестве источника тепла могут быть использованы наземные подогреватели МП-300, МП-85 и МП-44, обеспечивающие подачу чистого нагретого воздуха в самолет.

Применять для обогрева кабин инжекторные подогреватели запрещается.

Применять для обогрева кабин подогреватель только в том случае, если он подает нагретый воздух, в котором содержание окиси углерода не превышает 0,02 мг/л, и нет других вредных примесей. Ориентировочным признаком наличия вредных примесей в воздухе является наличие запаха. Необходимо периодически, не реже одного раза в 2—3 месяца, проверять содержание окиси углерода в воздухе, подаваемом подогревателем для обогрева кабин.

После запуска подогреватель должен проработать вхолостую 5 мин., после чего убедиться в том, что подается чистый нагретый воздух, не имеющий запаха, и затем подать горячий воздух в отопительную систему самолета. Для этого открыть крышку патрубка с заслонкой, расположенного под фюзеляжем между шпангоутами № 16—17, и присоединить наконечник рукава подогревателя, прикрепив его крючком к фюзеляжу. Затем закрыть заслонку на входе холодного воздуха в воздухо-воздушный радиатор (указатель положения заслонки маркирован цифрой 3 на щитке в кабине экипажа).

При прогреве кабин должны быть открыты все заслонки у мест выхода теплого воздуха в кабинах самолета, а также двери кабины экипажа и вытяжное вентиляционное отверстие туалетного помещения. Температуру нагретого воздуха на выходе из подогревателя поддерживать порядка 80—90°С. В конструкции самолета предусмотрена система обогрева туалетного отсека, используемая при отрицательных температурах наружного воздуха для облегчения очистки контейнеров унитазов и нагревания туалетной комнаты.

Как правило, очистка контейнеров не должна сопровождаться подогревом, т. е. они должны обслуживаться до замерзания в них содержимого.

При необходимости обогрева контейнеров и туалетной комнаты на земле можно осуществить наземным подогревателем или бортовым электрообогревателем изд. 1010.

При использовании наземного подогревателя необходимо открыть патрубок, расположенный в хвостовой части фюзеляжа между шпангоутами № 34—35, и присоединить наконечник рукава подогревателя; в этом случае заслонка «обогрев туалета» должна быть закрыта, а вытяжная вентиляция контейнера полностью открыта.

При отсутствии наземного подогревателя обогрев туалетного отсека производится электрообогревателем изд. 1010. Питание электрообогревателя — только от наземного источника энергии.

Интенсивность обогрева туалетного отсека регулировать посредством жалюзи на выходе теплого воздуха. Во всех случаях, когда обогревателями не пользуются, вытяжная вентиляция контейнера и заслонка «обогрев туалета» должны быть закрыты.



### 13. ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА

Противопожарная система состоит из стационарного оборудования, предназначенного для тушения на двигателях, и переносных углекислотных ручных огнетушителей типа ОУ.

Стационарная система включает в себя: четыре огнетушителя ОС-8 с пиротехническим пусковым устройством, 16 термоизвещателей «ТИ» или 18 датчиков ДПС-1АГ для системы сигнализации пожара ССП-2А, двухходовой распределительный кран с электромеханизмом МГ-1М, 6 распылительных колец (по три в каждом мотоотсеке), световую и звуковую сигнализацию, средства электрического и аварийного управления и систему трубопроводов.

В системе ССП-2А дополнительно имеется блок БИ-2АД. На рис. 30 приведена схема противопожарной системы с термоизвещателями «ТИ».

В качестве огнегасителя в огнетушителях ОС-8М применен состав «3,5».

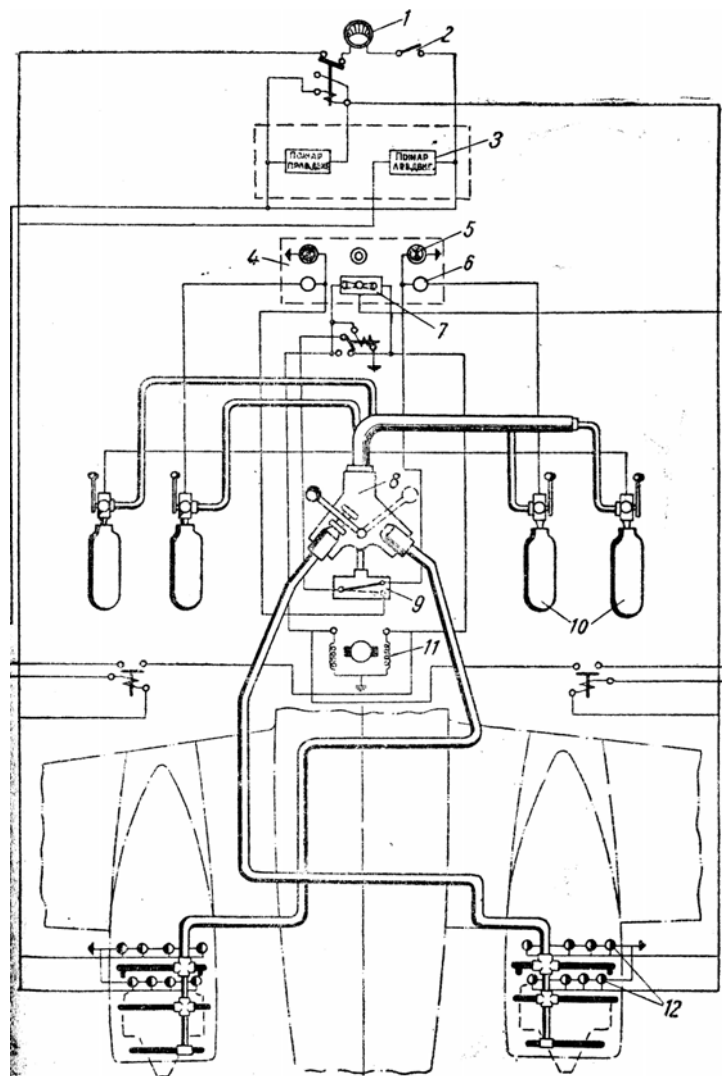
Емкость баллона огнетушителя 8 л, вес заряда при коэффициенте наполнения  $K = 0,72$  принят равным  $6 + 0,4$  кг, из которых:

- 1) смесь (95,8% бромистого этила и 4,2% хлороформа) —  $4 + 0,1$  кг;
- 2) углекислота (обезвоженная) —  $1,7 + 0,2$  кг;
- 3) воздух, сжатый до суммарного давления —  $85 \pm 5$  кг/см<sup>2</sup> при температуре 15°C, весом  $0,3 + 0,1$  кг.

Установлены огнетушители ОС-8М на задней стенке служебного отсека (шпангоут № 13). Тут же расположен распределительный кран с электромеханизмом МГ-1М.

Все огнетушители соединены трубопроводами с распределительным краном, от которого по двум трубопроводам состав «3,5» подается в гондолы двигателей к распылительным коллекторам.

Распылительные коллекторы (по три в каждой гондоле) имеют выходные отверстия диаметром 0,8 мм число таких отверстий в трех распылителях составляет 1420шт. Распределительный кран может устанавливаться в положение «На правый двигатель» или «На левый двигатель» при помощи электромеханизма или вручную поворачиванием рукоятки на кране. Однако повседневно переключатель, служащий для дистанционного открытия распределительного крана, и рукоятка распределительного крана



Рас. 30. Схема противопожарной системы самолета:

1 — сирена; 2 — выключатель; 3 — табло; 4 — центральный пульт; 5 — сигнальная лампа открытия распределительного крана; 6 — кнопка включения пиропатронов огнетушителей; 7 — тумблер для переключения распределительного крана; 8 — распределительный кран; 9 — концевой выключатель ВК2-140А-1; 10 — огнетушители ОС-8; 11 — электромеханизм управления МГ-1М; 12 — термоизвещатели.

должны занимать положение «Открыто на правый двигатель».

Термоизвещатели пожара «ТИ» или датчики ДПС-1АГ размещены в отсеках двигателей.

Световое табло о пожаре установлено в кабине пилотов над приборной доской. Сирена установлена на перегородке за сиденьем второго пилота. Лампы сигнализации с надписью «Кран открыт на прав, двигатель» и «Кран открыт на лев. двигатель» установлены на центральном пульте самолета и имеют арматуру зеленого цвета.

При возникновении пожара в моторном отсеке правой или левой мотогондолы достаточно замкнуться одному или нескольким сигнализаторам для того, чтобы автоматически включались соответствующие табло, сирена, электромеханизм распределительного крана и одна из зеленых сигнальных ламп.

При неисправности сигнализации пожара распределительный кран может быть включен на правый или левый двигатель вручную при помощи переключателя, установленного также на центральном пульте. У переключателя имеются надписи «Распред. кран, правый, левый двигателя». Кроме того, на центральном пульте установлена кнопка с надписью «Проверка ламп», при помощи которой производится проверка всех четырех ламп, табло и сигнализации открытия крана одновременно.

Органами электрического управления противопожарной системы (включения огнетушителей на разрядку) являются две кнопки 204КС, установленные на центральном пульте.

Для того чтобы привести систему в действие на правый мотоотсек, достаточно нажать на пульте кнопку с надписью «Огнетушитель» правого двигателя (так как распределительный кран всегда открыт на правый двигатель).

Чтобы привести систему в действие на левый мотоотсек, необходимо нажать на пульте кнопку с надписью «Отнетуш.» левого двигателя лишь после того, как будет гореть зеленая лампочка с надписью «Кран открыт па лев. двигатель». Включение этой лампочки происходит автоматически с включением светового табло и сирены.

Для включения в действие противопожарной системы по визуальному наблюдению при возникновении пожара в моторном отсеке правой или левой мотогондолы необходимо, не ожидая включения светового табло и сирены, сначала установить переключатель распределительного крана в положение «Правый»

или «Левый», а потом нажать соответствующую кнопку противопожарной системы.

Органами аварийного управления противопожарной системы являются рукоятка распределительного крана и четыре рукоятки у затвора огнетушителей ОС-8.

Для приведения системы в действие при помощи аварийного управления на моторный отсек правой мотогондолы необходимо одновременно двумя руками нажать вниз рукоятки затворов сначала огнетушителей под номерами 1 и 2, а затем нажать рукоятки затворов огнетушителей под номерами 3 и 4, так как распределительный кран всегда открыт на правый двигатель.

Чтобы привести в действие на моторный отсек левой мотогондолы, необходимо, в первую очередь установить рукоятку распределительного крана в положение «Левый», после чего нажать одновременно двумя руками рукоятки затворов огнетушителей за номерами 1 и 2, затем нажать рукоятки затворов огнетушителей за номерами 3 и 4.

### **Порядок действия при тушении пожара на двигателе**

При возникновении пожара на каком-либо двигателе загораются сигнальное табло соответствующего двигателя и зеленая лампочка сигнализации (левая или правая), указывающая на открытие распределительного крана, и гудит сирена,

Для ликвидации пожара необходимо немедленно: закрыть пожарный кран горящего двигателя, выключить зажигание, ввести винт во флюгерное положение, поставить переключатель управления юбками капота горящего двигателя на закрытие и в момент, близкий к закрытию юбок (но не дожидаясь их полного закрытия), включить в действие систему пожаротушения. Необходимость включения огнетушителей в конце процесса закрытия юбок капота обуславливается тем обстоятельством, что при закрытых юбках концентрация состава «3,5» в мотоотсеке достигает наибольшего значения и система пожаротушения становится эффективнее,

**ВНИМАНИЕ!** Необходимо иметь в виду, что если горит световое табло, а зеленая сигнальная лампа не зажигается, следует переключатель открытия крана на соответствующий двигатель поставить вручную.

Если затворы огнетушителей не открылись автоматически после нажатия кнопки управления, нужно без промедления привести систему в действие ручным способом, руководствуясь изложенными выше рекомендациями по приведению системы в действие аварийными органами управления.

Для включения в действие противопожарной системы по визуальному наблюдению при возникновении пожара в моторном отсеке правой или левой мотогондолы (до момента срабатывания термоизвещателей) необходимо, не ожидая включения светового табло и сирены, сначала, установить переключатель распределительного крана в положение «Правый» или «Левый», а потом нажать соответствующую кнопку противопожарной системы.

**Предупреждение.** Запрещается после ликвидации пожара запускать в полете остановленный двигатель»

### **Применение противопожарной системы при приземлении самолета с убранными шасси**

В случае приземления самолета с убранными шасси, в целях предупреждения возникновения пожара, следует привести в действие противопожарную систему на оба двигателя.

Для этого после приземления самолета с убранными шасси необходимо немедленно нажать одновременно рукоятки затворов огнетушителей за номерами 1 и 2, а затем через шесть секунд установить рукоятку распределительного крана в положение «Левый», и после этого нажать рукоятки затворов огнетушителей за номерами 3 и 4.

### **Ручные углекислотные переносные огнетушители типа ОУ**

Ручные огнетушители предназначены для тушения очагов пожара внутри кабины самолета. Эти огнетушители устанавливаются в служебном отсеке и в пассажирской кабине. Емкость каждого огнетушителя 2,3 л. Вес заряда (углекислоты)  $1,7 \pm 0,1$  кг.

Для приведения в действие огнетушителя необходимо снять его с места установки, направить раструб выводной трубки на очаг огня и нажать до отказа спусковой крючок.

## 14. ЭКСПЛУАТАЦИЯ САНИТАРНОГО УЗЛА

Перед полетом, при отрицательных температурах наружного воздуха для дополнительного обогрева санузла следует включить электрообогреватель «1010». Включение электрообогревателя производить при питании самолетной электросети от аэродромного источника электроэнергии.

При температурах наружного воздуха ниже минус 20°С режим работы обогревателя должен быть установлен «сильный», а при более высоких температурах «слабый».

### **В промежуточных аэропортах.**

Проверить при помощи водомерного шупа, находящегося на заглушке заливной горловины, наличие в баке умывальника воды. При необходимости дозаправить бак.

Для предотвращения замерзания воды в баках и трубопроводах и содержимого контейнера необходимо при температурах ниже 0°С включать отопление туалетной комнаты от наземных источников. Включение производить согласно указаниям на трафарете, находящемся на стенке в туалетной комнате.

## 15. ЭКСПЛУАТАЦИЯ РАДИООБОРУДОВАНИЯ

### *Состав радиооборудования самолета*

Радиооборудование самолета Ил-14 состоит из следующих установок:

- 1) связной коротковолновой радиостанции (передатчик РСБ-5/234, приемник УС-9);
- 2) командной коротковолновой радиостанции (передатчик РСБ-5/230, приемник УС-9ДМ);
- 3) командной ультракоротковолновой радиостанции РСИУ-3М;
- 4) двух комплектов радиоконпасов АРК-5 в однощитковом варианте;

Таблица 13

№ п/п	Аппаратура	Предохранители			Место установки	Примечание
		Кол-во	Тип	Ном. ток		
1	Связная радиостанция РСБ-5/234	1	АЗС-40	40	Панель ЦРУ бортрадиста	Установлен на с-тах с серии 0101 по 0501
		1	АЗС-10	10	То же	
2	Командная радиостанция РСБ-5/230	1	ПЦ-2	2	Радиоцисток пилотов	Установлен на с-тах с серии 0501
		1	АЗС-40	40	Панель ЦРУ бортрадиста	
3	УКВ радиостанция РСИУ-3М	1	ПЦ-2	2	Радиоцисток пилотов	То же »
		1	ПЦ-5	5	То же	
		1	СП-1	1	Панель ЦРУ бортрадиста	
4	Радиокомпас АРК-5 № 1	1	АЗС-5	5	То же	»
		1	СП-2	2	»	
		1	АЗС-5	5	Панель ЦРУ бортрадиста	
5	Радиокомпас АРК-5 № 2	1	СП-2	2	То же	»
		1	АЗС-40	40	»	
		1	АЗС-5	5	»	
		1	АЗС-5	5	Панель ЦРУ бортрадиста	
		1	АЗС-40	40	»	

№ п/п	Аппаратура	Предохранители			Место установки	Примечание
		Кол-во	Тип	Ном. ток		
6	Маркерный радиоприемник МРП-48П	1	ПЦ-1	1	Щиток МРП	
		1	ПЦ-2	2		
7	Радиовысотомер РВ-2	1	АЗС-5	5	Панель ЦРУ бортра- диста	
8	Курсовой и глissадный радиоприемники КРП-Ф и ГРП-2	1	АЗС-10	10	Панель ЦРУ бортра- диста	
		1	АЗС-5	5	Щиток аккумуляторов	
9	Переговорное устройство СПУ-10	1	АЗС-5	5	Панель ЦРУ бортра- диста	



- 5) маркерного радиоприемника МРП-48П или МРП
- 6) радиовысотомера малых высот РВ-2 с сигнализатором заданной высоты С-2В;
- 7) курсового радиоприемника КРП-Ф;
- 8) глиссадного радиоприемника ГРП-2;
- 9) самолетного переговорного устройства СПУ-10.

Указанный состав радиооборудования соответствует основному парку самолетов Ил-14П и Ил-14М в 24 местном пассажирском варианте

На самолетах Ил-14 других модификаций радиооборудование имеет ряд отличий, которые в основном заключаются в следующем — дополнительно установлена вторая УКВ радиостанция — РСИУ-3М (или РСИУ-4). На грузовых самолетах в качестве основной УКВ радиостанции установлена радиостанция РСИУ-4В;

— взамен радиостанции РСБ-5/234 и РСБ-5/230 установлены две радиостанции 1-РСБ-70 и вторая УКВ радиостанция — РСИУ-3М (или РСИУ-4), а радиокompасы АРК-5 в двухщитковом варианте;

— демонтирована с самолета командная коротковолновая радиостанция РСБ-5 с приемником УС-9ДМ, дополнительный щитки усилитель СПУ-10, это относится к самолетам Ил-14П и Ил-14М переоборудованным на 28, 32, 36 мест.

— у места второго пилота установлены кронштейны для переноса на них пульта и щитка управления связными радиопередатчиком и приемником.

#### *Устройства для защиты цепей питания радиоаппаратуры*

Защита цепей питания радиоаппаратуры по постоянному току (28,5 в) выполнена при помощи плавких предохранителей ИП, СП и автоматов защиты сети типа АЗС, а по переменному току (115 в — 400 гц) при помощи плавких предохранителей типа СП.

Перечень предохранителей, место установки и номинал тока приведены в табл. 13. Кроме предохранителей, установленных в цепях питания радиоаппаратуры, имеются плавкие предохранители, расположенные непосредственно в аппаратуре. Места установки предохранителей и номиналы тока приведены в табл. 14.

Таблица 14

№	Тип радиоаппаратуры	Место установки предохранителя	Номинальный ток предохранителя (а)	В какой цепи установлен
1	Связная радиостанция РСБ-5/234: а) передатчик	Силовой элемент	0,5	+ 1000 в
		» »	0,5	+ 350 в
		» »	10	+ 28,5 в
		» »	10	+ 28,5 в
		Передняя панель приемника	5	+ 28,5 в
2	Командная радиостанция РСБ-5/230: а) передатчик	Силовой элемент	0,5	+ 1000 в
			0,5	+ 350 в
			10	+ 28,5 в
			10	+ 28,5 в
		Передняя панель приемника	5	+ 28,5 в
3	УКВ радиостанция РСИУ-3М	Передняя панель приемника	5	+ 28,5 в
		Блок «В»	1	115 в перем. тока
4	Радиокомпас АРК-5 № 1	Щиток управления	5	+ 28,5 в
			9	115 в перем. тока
5	Радиокомпас АРК-5 № 2	Щиток управления	5	+ 28,5 в
6	Радиовысотомер РВ-2	Передняя панель приемопередатчика	0,25	115 в перем. тока
				+ 220 в
7	Сигнализатор заданной высоты С -2В	Боковая стенка сигнализатора высоты	2	+ 28,5 в
8	Курсовой и глассадный радио-приемники КРП-Ф и ГРП-2	Разъемная коробка	10	+ 28,5 в
		» »	10	+ 28,5 в

Перед включением радиоустановок самолета бортрадисту (а при его отсутствии в составе экипажа — второму пилоту) необходимо убедиться по вольтметру, установленному на панели ЦРУ, в том, что напряжение в самолетной сети постоянного тока равно 28,5 в и все автоматы защиты радиоаппаратуры включены. Затем включить источник переменного тока переключателем «Основной — резервный», установленным на панели ЦРУ бортрадиста (на самолетах до серии 0501) или на радиощитке пилотов (на самолетах, начиная с серии 0501 и далее), и при необходимости отрегулировать напряжение до величины 115 в соответствующим реостатом, расположенным на горизонтальной части панели ЦРУ бортрадиста.

### **Коротковолновая связная радиостанция**

Управление связной радиостанцией осуществляется бортрадистом. Командир корабля и второй пилот могут использовать связную радиостанцию для работы с корреспондентами в телефонном режиме только в том случае, когда передатчик и приемник предварительно будут настроены бортрадистом на нужные частоты.

1. Для включения и использования радиостанции бортрадистом необходимо:

а) включить питание радиостанции на радиощитке бортрадиста выключателем «Питание»;

б) переключатель «Контроль работы — работа приемника при передаче» установить при симплексной работе в положение «Контроль работы» и при полудуплексной работе — в положение «Работа приемника при передаче»;

в) убедиться, что органы управления и настройки радиостанции установлены в положение, обеспечивающее работу;

г) переключатель абонентского аппарата СПУ установить в положение «Свз. РС»;

д) для работы на передачу в телефонном режиме переключатель «ТЛФ—ТЛГ» на пульте управления передатчиком установить в положение «ТЛФ» и нажать кнопку включения передатчика, установленную на радиощитке бортрадиста. При работе телеграфом

переключатель «ТЛФ—ТЛГ» установить в положение «ТЛГ», а включение передатчика осуществляется переключателем «ПРМ—ПРД», для чего он устанавливается в положение «ПРД».

2. При использовании связной радиостанции пилотами питание ее может быть включено выключателем «Связная» на радиощитке пилотов или выключателем «Питание» на радиощитке бортрадиста. При включении питания из кабины пилотов на радиощитке бортрадиста загорается сигнальная лампочка «Сигнал работы», указывающая на занятость радиостанции пилотами.

Для ведения связи телефоном переключатель абонентского аппарата СПУ командира корабля (второго пилота) установить в положение «Свз. РС» и при передаче нажать кнопку включения передатчика, установленную на штурвале.

Выключение радиостанции производится из кабины пилотов или бортрадиста (в зависимости от того, с какого места она была включена).

### **Коротковолновая командная радиостанция**

Управление командной радиостанцией, за исключением настройки передатчика, которую производит бортрадист, осуществляется командиром корабля. Второй пилот может вести двустороннюю связь при условии, что приемник будет настроен командиром, а передатчик бортрадистом.

Бортрадист может использовать командную радиостанцию (приемник и передатчик) как резервную, например, при отказе связной радиостанции. В этом случае включать питание радиостанции и настраивать приемник на нужную частоту должен командир корабля.

При использовании бортрадистом только передатчика командной радиостанций для перехода с приема на передачу переключатель на абонентском аппарате СПУ необходимо переключать из положения «Свз. РС» в положение «Ком. РС» и наоборот (при переходе с передачи на прием).

1. Для включения и использования радиостанции командир корабля должен:

а) выключателем «Командная КВ» включить питание на радиощитке пилотов; при этом на радиощитке бортрадиста загорается сигнальная лампочка «Сигнал работы», указывающая на занятость командной радиостанции пилотами;

- б) выключатель подслушивания своей работы на радиощитке бортрадиста установить в положение «Контроль работы»;
- в) переключатель на абонентском аппарате СШ установить в положение «Ком. РС»;
- г) переключатель «АРЧ. Выкл. РРЧ» на щитке дистанционного управления приемником установить в положение «РРЧ»;
- д) ручкой «Настройка» настроить приемник на нужную частоту;
- е) подстроить вход приемника, для чего поочередным нажатием кнопок «Подстройка антенны» добиться макс с и мяльной громкости сигнала в телефонах;
- ж) для приема телефонных или телеграфных сигналов переключатель «ТЛФ—ТЛГ» установить в соответствующее положение.

**Предупреждение.** Во избежание рассогласования частоты приемника со шкалой щитка управления ручку установки частоты можно вращать только после включения бортовой сети переменного тока.

О наличии напряжения на щитке дистанционного управления свидетельствует горение лампочки зеленого цвета. Если возникнет сомнение в наличии рассогласования, необходимо после включения питания повернуть ручку настройки приемника вправо до упора шкалы, а затем влево до упора шкалы;

- з) для включения передатчика нажать кнопку на штурвале.

2. Для выключения питания радиостанции необходимо переключатель «АРЧ. Выкл. РРЧ» на щитке дистанционного управления приемником УС-9ДМ установить в положение «Выкл», а переключатель на радиощитке пилотов — в нижнее положение.

**Примечание.** После выключения питания приемника УС-9ДМ необходимо застопорить ручку настройки.

3. Для включения и использования передатчика командной радиостанции бортрадистом необходимо:

- а) включить питание выключателем «Командная КВ», установленным на радиощитке пилотов;
- б) выключатель подслушивания своей работы на радиощитке бортрадиста установить в положение «Контроль работы»;

в) переключатель на абонентском аппарате СПУ установить в положение «Ком. РС»;

г) для работы на передачу в телефонном или телеграфном режиме необходимо переключатель рода работы на пульте управления передатчиком установить соответственно в положение «ТЛФ» или «ТЛГ» и нажать кнопку включения передатчика, установленную на радиощитке (или переключатель «ПРМ—ПРД» на пульте управления установить в положение «ПРД»).

Телеграфная манипуляция производится телеграфным ключом, установленным на пульте управления передатчиком.

### **Ультракоротковолновая командная радиостанция**

Управление командной радиостанций РСИУ-3М осуществляется командиром корабля.

Второй пилот и бортрадист могут использовать командную радиостанцию для связи только в том случае, когда соответствующий канал связи будет установлен командиром корабля.

1. Для включения и использования командной радиостанции РСИУ-3М командиром корабля необходимо:

а) включить питание радиостанции выключателем «Командная УКВ», установленным на радиощитке пилотов;

б) переключателем абонентского аппарата СПУ установить в положение «УКВ. РС»;

в) на пульте управления радиостанций РСИУ-3М нажать кнопку канала, на котором предполагается работать, и прослушивать, не занят ли канал другим самолетом;

г) для включения передатчика радиостанций нажать кнопку, установленную на штурвале;

д) выключение питания радиостанции РСИУ-3М производится установкой выключателя «Командная УКВ» в нижнее положение.

2. Использование УКВ командной радиостанции с рабочих мест второго пилота и бортрадиста осуществляется путем установки переключателя на абонентских аппаратах СПУ в положение «УКВ. РС». Питание радиостанции и рабочий канал при этом должны быть включены командиром корабля.

Для включения передатчика УКВ радиостанции вторым пилотом необходимо нажать кнопку, установленную на штурвале,

а бортрадистом — кнопку включения передатчика, установленную на радиощитке.

### Радиокомпасы

Включение и настройка обоих радиокомпасов осуществляется командиром корабля или вторым пилотом совместно с бортрадистом.

Командир корабля и второй пилот могут прослушивать позывные сигналы приводных радиостанций через приемники радиокомпасов и производить отсчет КУР по указателю компасов. Бортрадист со своего рабочего места может только прослушивать позывные сигналы приводных радиостанций.

1. Для включения и использования радиокомпасов АР К-5 № 1 и № 2 необходимо:

а) в зависимости от условий полета включить питание одного - или обоих радиокомпасов; для этого переключатели рода работы на щитках управления радиокомпасами «ВЫК.КОМ.АНТ.РАМКА.» установить в положение «АНТ»;

б) переключатель абонентского аппарата СПУ установить в положение «ДОП.ЩТ» (на самолетах, на которых имеется дополнительный щиток СПУ), а переключатель на дополнительном щитке СПУ в положение «АРК-1» или «АРК-2» (в зависимости от того, работу которого радиокомпаса необходимо прослушивать);

в) настроить радиокомпас на нужную радиостанцию после чего использовать его для радионавигации;

г) для выключения радиокомпасов переключатели рода работы на щитках управления установить в положение «ВЫК».

2. Бортрадист для прослушивания работы радиокомпасов должен установить переключатель на абонентском аппарате СПУ в положение «ДОП.ЩИТ», а переключатель на дополнительном щитке СПУ в положение «АРК-1» или «АРК-2», в зависимости от того, работ которого радиокомпаса нужно прослушать.

При использовании радиокомпасами необходимо имен в виду следующее:

— при одновременной работе обоих радиокомпасов, настроенных на частоты, отличающиеся друг от друга на 110—115

кзц, показания указателей радиоконпасов могут быть неправильными.

Несмотря на то, что такое взаимовлияние наблюдается редко, при включении и настройке второго радиоконпаса нужно внимательно наблюдать за устойчивостью показаний указателя, ранее включенного первого радиоконпаса;

— отметка пролета РНТ при помощи обоих радиоконпасов - происходит несколько раньше фактического пролета. Ошибка момента пролета составляет около трех высот полета;

— для улучшения прослушивания позывных приводных радиостанций при наличии электростатических помех прием следует производить на рамочную антенну (в положении переключателя рода работы «Рамка») или «подключая к приемнику радиоконпаса на время прослушивания и настройки вместо типовой антенны антенну связной радиостанции.

### **Маркерный радиоприемник**

Маркерный радиоприемник не имеет никаких органов управления, питание его включается автоматически при включении питания любого из радиоконпасов.

При пролете приводных радиостанций на приборной доске в кабине пилотов включаются лампочки сигнализации маркерного приемника, а за сиденьем командира корабля — звонок.

### **Радиовысотомер с сигнализатором высоты**

Включать радиовысотомер и пользоваться им может только командир корабля, Для этого он должен:

- а) включить питание радиовысотомера выключателем, расположенным на указателе высоты;
- б) на старте, перед вылетом, произвести проверку работы радиовысотомера;
- в) в полете установить необходимый диапазон измерения высоты переключателем на указателе высоты.

Когда радиовысотомером не пользуются, то следует выключить питание выключателем, расположенным на указателе высоты.

Включение и выключение сигнализатора производится автоматически при включении и выключении питания радиовысотомера.



Перед использованием сигнализатора нужно установить соответствующий переключатель задатчика в положение той высоты, которую необходимо сигнализировать. При снижении самолета до заданной высоты в течение 4—8 сек. будет прерывисто (в виде точек «или тире») загораться сигнальная лампочка.

Если заход на посадку по условиям полета будет повторен, то для обеспечения работы сигнализатора необходимо, чтобы высота полета (при повторном заходе) была на 30 или 300 м (соответственно для I и II поддиапазона РВ-2) больше заданной высоты сигнализации.

Для проверки работоспособности сигнализатора на земле необходимо включить питание радиовысотомера и установить переключатель на задатчике сигнализатора «Метры I диапазон» сначала в положение «К», а затем в любое другое положение, например, «90». При этом должна работать сигнализация в течение 4—8 сек. (вспышки лампочки сигнализатора в виде точек).

Установить переключатель за датчика сигнализатора «Метры II диапазон» сначала в положение «К», а затем в любое другое положение, например, «400». При этом снова должна работать сигнализация (вспышки лампочки сигнализатора в виде тире).

### **Курсовой и глиссидный радиоприемники**

Управление курсовым и глиссидным радиоприемниками осуществляется командиром корабля.

Второй пилот может пользоваться указателем ПСП-48 после включения радиоприемников командиром корабля.

Для использования приемников необходимо:

а) перед включением питания курсового и глиссидного радиоприемников убедиться, что стрелки приборов ПСП-48 находятся строго в центре шкалы (в пределах черного кружка),

При отклонении стрелок установить их по центру шкалы при помощи механических корректоров;

б) включить питание приемников выключателем на щитке управления М-50;

в) установить на рабочий канал переключатель на щитке управления;

г) когда самолет будет находиться в зоне действия на земных маяков, убедиться в работоспособности курсового и глиссидного

Таблица 15

Радиоаппаратура	Члены экипажа		
	командир корабля	второй пилот	бортрадист
Связная радиостанция	Включение, двусторонняя связь	Включение, двусторонняя связь	Включение, настройка и двусторонняя связь
Коротко волновая командная радиостанция	Включение, настройка приемника и двусторонняя связь	Двусторонняя связь	Включение, настройка передатчика и двусторонняя связь
Командная УКВ радиостанция	Включение, выбор каналов, двусторонняя связь	Двусторонняя связь	Двусторонняя связь
Радиокомпасы	Включение, настройка, отсчет КУР прослушивание работы радиостанций	Включение, настройка, отсчет КУР, прослушивание работы радиостанций	Прослушивание работы радиостанций
Маркерный радиоприемник	Звуковая и световая сигнализация	Звуковая и световая сигнализация	Звуковая сигнализация
Радиовысотомер с сигнализатором высоты	Включение, переключение диапазонов, измерение высоты	Пользоваться не может	Пользоваться не может
Курсовой приемник	Включение, пользование указателем, регулировка баланса, выбор каналов	Пользование указателем	Пользоваться не может
Глиссадный радиоприемник	Включение, выбор каналов, пользование указателем	Пользование указателем	Пользоваться не может
Переговорное устройство	Внутренняя связь	Внутренняя связь	Включение, внутренняя связь

приемников по отклонению стрелок и закрытию бленкеров на приборах ПСП-48;

д) проверить электрический нуль стрелки курса, для чего нажать ручку баланса, и если стрелка курса при этом не установится в центре черного кружка шкалы, то, не отпуская ручку, повернуть ее в ту или иную сторону до установки стрелки в центре черного кружка.

**Предупреждение.** Вращать ручку баланса с одновременным ее нажатием можно только тогда, когда окна бленкеров на приборах ПСП-48 закрыты черными флажками.

Выключение курсового и глиссадного приемников производится выключателем на щитке М-50.

### **Самолетное переговорное устройство** (на самолетах, где имеется усилитель СПУ)

Самолетное переговорное устройство обеспечивает внутреннюю связь командира корабля, второго пилота и бортрадиста. Кроме того, при помощи абонентского аппарата и дополнительного щитка СПУ каждый член экипажа может использовать радиоаппаратуру, которая необходима ему в полете.

На всех абонентских аппаратах переключатель «Сеть № 1 — сеть № 2» не действует и может находиться в любом положении. Включение и выключение питания СПУ осуществляется бортрадистом при помощи выключателя «Питание СПУ», расположенного на радиощитке бортрадиста.

Внутрисамолетная связь членов экипажа по СПУ осуществляется следующим образом:

1. Если кому-либо из членов экипажа необходимо срочно передать остальным членам экипажа какое-либо сообщение, то он должен нажать кнопку циркулярного вызова «Цирк, выз.» на своем абонентском аппарате к производить передачу, которую будут слышать все члены экипажа, независимо от положения переключателей на их абонентских аппаратах.

2. Для вызова членом экипажа любого другого члена экипажа он должен убедиться, что вызываемый не занят связью и, кратковременно нажав кнопку «Цирк, выз.» аппарата СПУ, вызвать голосом нужного ему члена экипажа. Затем оба должны установить переключатели на своих абонентских аппаратах СПУ в положение

«СПУ» и вести между собой связь, не мешая другим членам экипажа.

Табл. 15 характеризует возможности использования радиооборудования членами экипажа.

### **Устранение в полете простейших неисправностей**

В случае отказа в работе радиоаппаратуры, если причина отказа не заключается в каком-либо очевидном механическом повреждении, проверку ее нужно производить в следующем порядке:

1. Проверить приборы защиты цепей постоянного и переменного тока, расположенные в ЦРУ бортрадиста (см. табл. 13) и в самой аппаратуре (см. табл. 14), убедиться в отсутствии перегоревших плавких предохранителей или выключенных автоматов защиты.

2. Убедиться в отсутствии нарушений контактных соединений в штепсельных разъемах.

3. Удостовериться в исправности телефонов, ларингофонов и цепей СПУ путем подключения заведомо исправных телефонов и ларингофонов непосредственно к аппаратуре, исключая тем самым цепи СПУ.

4. Убедиться в исправности антенных реле в аппаратуре и отдельно установленных, а также антенных вводов и подключения их к аппаратуре.

5. Заменить неисправную радиолампу в отказавшей аппаратуре проверенной и взятой из запасного комплекта. В случае трудности обнаружения неисправной радиолампы необходимо заменить весь комплект радиоламп отказавшей аппаратуры проверенными радиолампами, взятыми из запасного комплекта.

**Примечание.** Замену радиоламп производить только в аппаратуре, которая не дублируется другой аппаратурой или приборами и отказ которой угрожает безопасности полетов.

## **16. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЙ**

1. Проверка радиоустановок и электроустановок, а также электрозапуск авиадвигателей должны производиться при питании бортовой электросети от аэродромного источника электроэнергии.

Использовать для этой цели бортовые аккумуляторы. Как правило, не разрешается.

2. Присоединение, аэродромного источника электроэнергии к бортовой электросети допускается только при помощи розетки, соответствующей выводному устройству электросети самолета.

3. При подготовке самолета к полету в темное время суток (при загрузке, заправке, уборке и т. д.) и питании электросети от бортовых аккумуляторов следует включать только дежурное освещение. Во избежание разряда аккумуляторов полным освещением пользоваться не следует.

4. Выключатели генераторов должны быть постоянно включены. Выключать их следует только при неисправности цепей генераторов и для проверки работы последних.

5. При пробе авиадвигателей перед взлетом и периодически во время полета следует контролировать нагрузку генераторов по амперметрам, не допуская их пере грузки и неравномерной нагрузки.

6. При работающих генераторах бортовые аккумуляторы должны быть включены, а амперметр должен показывать ток их зарядки (стрелка амперметра аккумуляторов должна быть отклонена влево от нуля).

7. Через 20-30 мин. после взлета необходимо проверить напряжение генераторов и распределение нагрузки между ними. Напряжение в электросети самолета при работающих генераторах должно находиться в пределах 27,5—28,5 в, а ток нагрузки каждого генератора не должен превышать 200 а для генератора ГСР-6000А и 100 а для генератора ГСР-3000. Разность в показаниях амперметров генераторов не должна превышать, соответственно, 40 и 20 а.

8. Если напряжение в бортовой электросети не соответствует номинальному или разность в нагрузках генераторов больше допустимой, необходимо произвести настройку угольных регуляторов напряжения.

Настройка производится реостатом выносного сопротивления, расположенным на корпусе регулятора напряжения. При вращении головки реостата по ходу часовой стрелки напряжение генератора увеличивается, а при вращении ее в противоположную сторону уменьшается.

Поворотом головки реостата следует уменьшить напряжение генератора, несущего большую нагрузку, и увеличить напряжение генератора, несущего меньшую нагрузку.

Поворачивать головки реостатов надо попеременно и не более чем на одно деление, фиксируемое стопорной пружиной. Показания амперметров при этом должны изменяться.

Поворачивая головки реостатов, следует устранить разницу в показаниях амперметров генераторов. Если после уравнивания нагрузки генераторов напряжение в бортсети выпало за пределы 27,5—28,5 в, необходимо уменьшить или увеличить его до номинального, для чего повернуть головки обоих реостатов на одинаковое количество делений в соответствующем направлении.

9. В случае перенапряжения одного из генераторов, когда напряжение будет больше 30 в стрелка вольтметра в (правом крайнем положении), надо снять с монтажной панели угольный регулятор выключенного генератора, что необходимо сделать для предупреждения выхода из строя генератора или регулятора из-за его неисправности, и следить за тем, чтобы нагрузка работающего генератора не превысила допустимую.

**Предупреждение.** Угольные регуляторы могут нагреваться до температуры 130°С, поэтому при снятии их следует остерегаться ожога. Запрещается на самолете снимать пломбы с регуляторов напряжения и регулировать их при помощи регулировочного винта угольного столбика или путем перемещения сердечника электромагнита.

10. Если в полете обнаружится, что стрелка амперметра генератора стоит на нуле или не реагирует на изменения нагрузки в электросети, следует кратковременно выключить и снова включить этот генератор, наблюдая за показаниями амперметра второго генератора.

Если при выключении первого генератора нагрузка второго увеличится почти вдвое, а при включении его вновь уменьшится до прежнего значения, значит оба генератора исправны, а неисправен амперметр. В этом случае оба генератора следует оставить включенными до конца полета. Причиной отказа в работе амперметра будет являться неисправность его цепи.

Если при выключении одного генератора нагрузка, второго не увеличится или даже уменьшится, включать первый генератор не следует, так как он неисправен. Дальнейший полет следует продолжать с одним работающим генератором, не допуская его нагрузки сверх допустимой.

11. При отказе в работе электрического прибора или агрегата необходимо проверить, включен ли автомат защиты сети (АЗС) цепи его питания или управления. Если автомат защиты оказался выключенным, следует включить его. Вторичное автоматическое выключение автомата укажет на неисправность данной цепи и на невозможность дальнейших попыток включения этого прибора или агрегата под напряжение. Часть цепей потребителей электроэнергии защищена не автоматами защиты АЗС, а предохранителями (генераторы, электростартеры, флюгерпомпы, фары, магистральные провода, электрообогреватели туалета и кабины пилотов, и все потребители сети переменного тока).

Сгоревший предохранитель надо заменить исправным, рассчитанным на ту же силу тока. Повторное перегорание предохранителя будет свидетельствовать о неисправности и невозможности использования отказавшего прибора или агрегата.

12. После посадки и руления самолета в целях экономии аккумуляторов необходимо выключить те потребители электрической энергии, без которых возможно пребывание самолета на перроне или якорной стоянке.

13. Во время работы по проверке и регулировке аппаратуры под напряжением необходимо соблюдать осторожность от коротких замыканий токоведущих деталей аппаратуры и агрегатов на корпус через металлический, инструмент и проводку.

14. При эксплуатации электрооборудования самолета запрещается:

- устанавливать предохранители нестандартного образца или несоответствующего типа;

- принудительно удерживать рукоятку автомата защиты сети (АЗС) во включенном положении после автоматического его выключения.

15. При отказе одного из авиадвигателей или генератора следить, что бы нагрузка на работающий генератор не превышала:

- 200 *a* на генератор ГСР-6000А;
- 100 *a* на генератор ГСР-3000,

В этом случае должны быть выключены все второстепенные потребители электроэнергии, без которых возможно продолжение полета (электрообогреватели 1010, полное освещение пассажирской кабины и др.).

## 17. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

### Проверка работы автопилота

Автопилот АП-45, установленный на самолете, в случае попадания воздуха в гидросистему автопилота может вызвать рыскание самолета. Поэтому при опробовании двигателей на стоянке перед вылетом необходимо проверить работу автопилота и убедиться в отсутствии воздуха в гидросистеме автопилота, а в случае обнаружения воздуха — удалить его из системы.

Работу по проверке автопилота и удалению воздуха из гидросистемы надо проводить следующим образом:

- 1) проверить, снята ли с руля поворота струбцина;
- 2) установив режим работы двигателей 1600 об/мин, проверить по манометру автопилота давление воздуха в системе. Левая стрелка манометра должна показывать 80—100 мм рт. ст.;
- 3) установить все рулевое управление самолета в нейтральное положение и кнопками автопилота «Крен», «Подъем—спуск» и «Поворот» совместить индексы следящей системы авиагоризонта, и гиropolукомпаса с индексами гироскопа (в ГПК совместить деления верхней и нижней шкалы картушек);
- 4) поставить регуляторы чувствительности автопилота на деление «4» и включить вначале кран гидросистемы автопилота, а затем кран рулевых машинок и проверить давление масла по манометру автопилота. Правая стрелка манометра должна показывать 9—10 кг/см<sup>2</sup>
- 5) вращая кнопки управления, убедиться, что штурвал и педали перемещаются в соответствующих направлениях;
- 6) прикладывая незначительные усилия, переместить штурвал и педали в обе стороны. Если они перемещаются, оказывая - пружинящее сопротивление, и одновременно двигаются индексы следящей системы, то это указывает на присутствие воздуха в цилиндрах рулевых машинок.

**Примечание.** Если пружинят тросы управления, то это не вызывает движение индексов следящей системы;

- 7) для удаления воздуха надо, вращая кнопки управления, переложить рули из одного крайнего положения в другое 3—4 раза, оставляя их в отклоненном положении 20—30 сек.



Перемещение органов управления в обе стороны без колебания свидетельствует об исправности автопилота. После проверки выключить автопилот.

### **Эксплуатация системы питания анероидно-мембранных приборов**

Перед вылетом необходимо проверить правильность положения кранов «Статика» и «Динамика».

Оба крана должны быть включены на основную магистраль питания приборов, т. е. индексы ручек обоих кранов должны стоять против надписей «ПВД». Правильность положения каждой ручки фиксируется защелкой крана и ограничителями хода ручки.

В случае закупорки динамической системы ПВД (сильное обледенение, обрыв сопротивления обогревательного элемента и др.) ручку крана динамической системы надо повернуть по часовой стрелке и установить индексы против надписи «ТП-156». Переключая систему питания приборов на ТП-156 при полете в условиях обледенения, необходимо убедиться, что обогрев приемника

— включен.

В случае закупорки статической системы питания от приемников ПВД ручку крана «Статика» надо повернуть по часовой стрелке и установить индексом против надписи «Кабина».

При переключении приборов на аварийную систему питания («Статика на кабину», «Динамика на ТП-156») следует помнить, что левый указатель скорости работает только от ТП-156, а правый по-прежнему работает от правого приемника ПВД-6М, а если последний отказал, то указатель скорости правого пилота не работает. Высотомеры и вариометры будут продолжать работать от статического давления, поданного из кабины самолета. Изменение показаний приборов при переключении на аварийную систему питания незначительно (при посадочных скоростях самолета не превышают 2—3 км/час), а поэтому практически показаниями приборов следует пользоваться так же, как и при включении их на основную магистраль питания.

## Эксплуатация приборного оборудования в условиях низких температур

1. Следует помнить, что пневматические гиросприборы при эксплуатации в условиях низких температур наружного воздуха могут отказывать в работе из-за замерзания конденсирующейся в приборах влаги. Для предотвращения отказов гиросприборов перед вылетом при температурах наружного воздуха минус 35°C и ниже необходимо прогревать приборное оборудование и кабину пилотов до полного испарения влаги с приборной доски и стекол приборов.

Кратковременный неполный прогрев не обеспечивает безотказную работу приборов, так как конденсирующаяся вначале влага при последующем понижении температуры может вывести приборы из строя.

Кроме того, следует учитывать, что накопление влаги в приборах происходит постепенно. Поэтому для улучшения условий работы и предотвращения отказов пневматических гиросприборов при температурах наружного воздуха минус 30°—35°C необходимо их периодически через каждые 100 летных часов снимать с самолета и просушивать в течение суток в сухом теплом помещении. Перед установкой на самолет гиросприборы необходимо в течение 30—40 мин. продувать сухим воздухом. При температурах наружного воздуха ниже —30°C при регламентном обслуживании после налета 100 час. необходимо снимать с самолета и просушивать групповой, противопопылевой фильтр в течение 4—5 час.

Для того чтобы убедиться в работоспособности авиагоризонта автопилота АЛ-45 и гиросполукомпаса автопилота АП-45, необходимо после запуска авиадвигателей, спустя 4—5 мин., сравнить показания авиагоризонта автопилота АП-45 с авиагоризонтом АГК-47Б и во время руления убедиться в их правильной работе по взаимным положениям планки и силуэтика самолета. Показания гиросполукомпаса автопилота АП-45 и ГПК-48 установить по показаниям компаса ДГМК-3 или КИ-12.

На исполнительном старте сравнить показания гиросполукомпаса с показаниями ДГМК-3 (КИ-12), допустимое расхождение показаний  $\pm 2^\circ$ .

Компас ДГМК-3 может отказывать в работе из-за застывания смазки в моторчике гироагрегата. В полете при температурах наружного воздуха минус 35°C и ниже необходимо (показания компаса ДГМК-3 периодически сравнивать с показаниями

гирополукомпасов ГПК-48, ГПК автопилота и магнитным компасом КИ-12 (если выключен электрообогрев стекол).

2. Автопилот АП-45 при температурах окружающего воздуха до минус 35°С работает нормально и может надежно управлять самолетом. При температурах наружного воздуха ниже минус 35°С автоматическое управление самолетом становится вялым и ненадежным.

Поэтому в этих условиях автопилотом пользоваться нельзя. Чувствительная часть автопилота (авиагоризонт и гирополукомпас) может использоваться как гироскопические приборы.

3. В осенне-зимних условиях в полете может иметь место обледенение или забивание снегом приемников воздушных давлений ПВД и ТП-156. Во избежание отказов в работе указателей скорости, высотомеров и вариометров по этой причине необходимо перед каждым полетом проверять исправность электрообогревательных элементов, приемников при помощи контрольных лампочек и кнопки, расположенных на электрощитке, и тщательно осматривать приемники, удалять влагу и лед снаружи и внутри наконечников ПВД. Кроме того, необходимо очищать отверстия статического давления и отверстия для стока влаги.

После дождя, снежной метели, снегопада или руления по глубокому снегу необходимо на старте не более чем за одну минуту перед взлетом включить обогрев приемников ПВД и ТП-156 и выключить через 3—5 мин, после взлета, если это позволяет метеобстановка.

Неисправности приемников воздушных давлений могут быть обнаружены по следующим признакам:

а) при неисправности статической проводки ПВД в режиме набора высоты стрелка вариометра, показывающая набор высоты, устанавливается на нуль, высотомер фиксирует высоту к моменту закупорки и его показания не изменяются, скорость по прибору стремится к увеличению (за первые две минуты после закупорки проводки на 60—70 км/час).

В режиме моторного снижения вариометр, так же, как и при закупорке в наборе высоты, через несколько секунд устанавливается в нулевое положение; высотомер фиксирует высоту к моменту начала закупорки, скорость по прибору стремится к уменьшению (примерно на 35—40 км/час за первые две минуты после закупорки);

б) При неисправности динамической проводки ПВД в режиме набора высоты указатель скорости показывает резкое увеличение

скорости. Показания высотомеров и вариометра при этом не изменяются. В этом случае выдерживание неизменной скорости с закупоренной динамической проводкой приводит к резкому уменьшению фактической скорости самолета, что может привести к срыву самолета. В режиме моторного снижения показания указателей скорости соответствуют резкому уменьшению скорости. Выдерживание неизменной скорости по прибору приводит к резкому увеличению фактической скорости самолета. В связи с этим вертикальная скорость снижения увеличивается и самолет теряет высоту. Интенсивное нарастание скорости полета может привести к недопустимо большим скоростям полета.

Следует учитывать, что в случае нарушения показаний одного прибора указателя скорости от неисправности динамической проводки (закупорки или засорения) показания другого прибора указателя скорости не изменяются (если динамическая проводка исправна) и должны соответствовать действительной скорости самолета вследствие того, что на самолете динамическая проводка ют приемников ПВД к указателям скорости является самостоятельной.

Перед каждым полетом необходимо проверять работоспособность указателей скорости, высотомеров и вариометров.

4. При температуре окружающего воздуха ниже минус  $35^{\circ}\text{C}$  может частично или полностью отказать манометр ЭМ-10 переднего маслонасоса двигателя.

Манометр ЭМ-10 отказывает из-за замерзания масла в штуцере, шланга датчика манометра.

При отказе манометра в ряде случаев при рулении наблюдается повышение давления до  $7\text{--}8 \text{ кг/см}^2$  за счет расширения масла, находящегося в шланге у цилиндров. При указанной температуре наружного воздуха контроль за работой маслосистемы производить по показаниям заднего маслонасоса,

5. При низких температурах наружного воздуха электрические провода приборов и агрегатов, имеющие хлорвиниловую изоляцию, а также амортизаторы, дюритовые и резиновые трубки теряют свою эластичность и становятся твердыми и хрупкими.

В связи с этим при температурах окружающего воздуха ниже минус 25° монтаж, демонтаж приборов и агрегатов, а также выполнение регламентных работ можно производить только после прогрева горячим воздухом резиновых изделий ,и проводов.

## 18. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Кислородной системой оборудованы лишь отдельные варианты самолета Ил-14, к которым относятся Ил-14С, Ил-14ПС, Ил-14ФК, Ил-14Гр.

Благодаря различию в назначении, компоновке и в оборудовании указанных самолетов, имеется между ними некоторое различие и в кислородной системе.

На рис. 31 и 32 приводятся наиболее распространенные схемы кислородного оборудования самолетов Ил-14,

**В первой схеме** применяется один тип стационарного кислородного прибора КП-32 для членов экипажа и пассажиров (или других лиц, находящихся на борту самолета).

Кислородный прибор КП-32 является прибором непрерывной подачи кислорода, с которым используются маски КМ-15 или КМ-19. Этот прибор обеспечивает автоматическую подачу кислорода для 20 человек до высоты полета 10000 м. Индикаторы ИК-32, к которым присоединяются шланги кислородных масок, устанавливаются у рабочего места каждого члена экипажа и кресла пассажира. Все индикаторы на самолете соединяются трубопроводом с прибором КП-32, который вместе с манометром МК-13 (контроль запаса кислорода), манометром МТ-60 (контроль за давлением кислорода в магистрали между ИК-32 и КП-32) ,и вентилем КВ-5 смонтированы на приборном щитке. Этот щиток размещается на самолете в местах, удобных для пользования одному из членов экипажа в полете.

Для бортового запаса кислорода используются баллоны КБ-1 емкостью 36 л и рабочим давлением 30 кг/см<sup>2</sup>. Количество баллонов и размещение, их на самолете определяется назначением и вариантом самолета.

Баллоны размещаются на самолете, под полом пассажирской кабины или в хвостовой части фюзеляжа. Крепление их производится с помощью ложементов или специальных легких

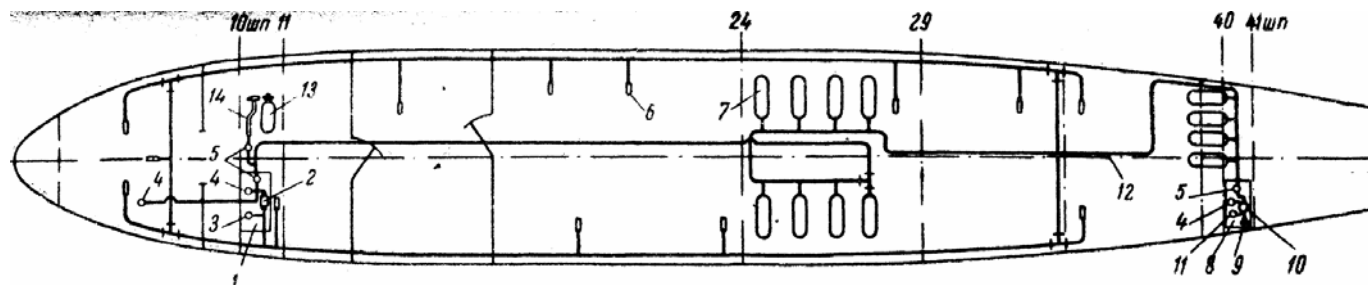


Рис. 31. Принципиальная схема кислородного оборудования пассажирского и транспортного вариантов самолета Ил-14:

1 — приборный щиток; 2 — кислородный прибор КП-32; 5 — манометр МТ-60; 4 — манометр МК-13; 5 — вентиль КВ-5; 6 — индикатор ИК-32; 7 — кислородный бортовой баллон КБ-1; 8 — зарядный щиток; 9 — зарядный штуцер; 10 — редукционный клапан КР-15; 11 — манометр МК-12; 12 — трубопровод 8х6; 13 — переносный - кислородный прибор КП-21; 14 — зарядный шланг для КП-21.

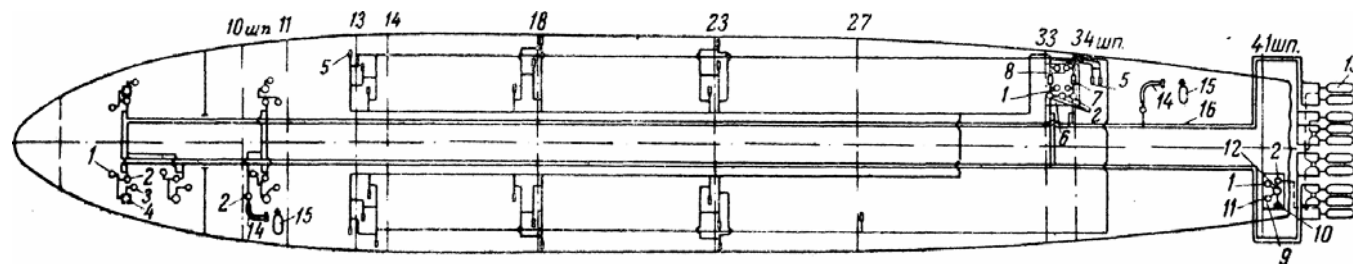


Рис. 32. Принципиальная схема кислородного оборудования специального варианта самолета Ил-14:

1 — манометр МК-13; 2 — вентиль КВ-5; 3 — индикатор кислородного потока «ИП»; 4 — кислородный прибор КП-24М; 5 — индикатор кислорода ИК-32; 6 — приборный щиток; 7 — кислородный прибор КП-32; 8 — манометр МТ-60; 9 — щиток зарядный; 10 — штуцер зарядный; 11 — манометр МК-12; 12 — редукционный клапан КР-15; 13 — бортовой баллон КБ-1 (емкостью 36 л); 14 — зарядный шланг для переносных приборов; 15 — переносный кислородный прибор КП-21 или КП-19; 16 — трубопровод 8Х6.

сварных «этажерок», которые жестко закрепляются к конструкции фюзеляжа. Все баллоны через ввертные тройники с обратными клапанами соединяются последовательно между собой трубопроводом, один конец которого идет к прибору КП-32, а второй — к зарядному штуцеру. Зарядный штуцер, редукционный клапан КР-15 (понижающий давление кислорода со  $150 \text{ кг/см}^2$  до  $30 \text{ кг/см}^2$ ), манометры МК-12 и МК-13 и вентиль КВ-5 монтируются на щитке или в специальной коробке, которая размещается на самолете в удобном месте для производства зарядки кислородом бортовых баллонов от АКЗС или транспортного баллона.

Кислородные маски хранятся на самолете в специальных сумках, закрепленных около индикаторов ИК-32.

Кроме стационарных приборов КП-32, этой схемой предусматривается установка переносных кислородных приборов КП-21.

Переносный прибор КП-21 является прибором типа непрерывной подачи кислорода и предназначается для членов экипажа и пассажиров на случай их передвижения по самолету в высотном полете или при их плохом самочувствии.

**Вторая схема** используется в основном на самолетах спецварианта (санитарный и т. п.). Эта схема в отличие от первой схемы имеет следующие особенности:

— применение двух типов стационарных кислородных приборов. Прибор КП-24М индивидуального пользования для членов экипажа и прибор КП-32 коллективного пользования, предназначенный для пассажиров или для других лиц, находящихся на борту самолета в высотном полете;

— автономное групповое питание приборов КП-24М и КП-32 из бортбаллонов с дублирующими магистралями.

Прибор КП-24М является прибором типа «Легочный автомат», т. е. он подает кислород для дыхания только во время вдоха, автоматически увеличивая норму кислорода с увеличением высоты полета и от потребности организма человека. С этим типом прибора используется маска герметического типа КМ-16Н или КМ-24. Устанавливается прибор КП-24 у рабочего места каждого члена экипажа и соединяет маску с прибором дыхательным шлангом КШ-24. Контрольные приборы, входящие в комплект КП-24, манометр МК-13 индикатор «ИП» и М-1000, монтируются одной группой и располагаются в поле зрения каждого члена экипажа.

Как указано выше, прибор КП-32 является прибором типа непрерывной подачи кислорода в маску и может одновременно обеспечить кислородом по установленной норме подачи по высотам до 20 человек.

Устанавливается КП-32 на одном щитке с манометрами МК-13 и МТ-60 и вентилем КВ-5. Щиток с приборами располагается на самолете в местах, удобных для пользования обслуживающему персоналу. Кроме стационарных приборов КП-24М и КП-32, вторая схема предусматривает установку переносных кислородных приборов КП-21 или КП-19.

Переносный прибор КП-21, как указывалось выше, предназначен для питания кислородом членов экипажа и пассажиров во время их передвижения по самолету в высотном полете или при их плохом самочувствии.

Прибор КП-19 предназначен только для членов экипажа. Этот прибор является типом «Легочный автомат» и с ним используется маска КМ-16М или КМ-24.

Соединение баллонов с приборами КП-24 и КП-32 осуществляется отдельными группами с дублирующими магистралями, обеспечивающими надежность работы приборов в случае повреждения одной из магистралей. В системе трубопроводов основных и дублирующих магистралей применяются соединительная арматура с обратными клапанами, пропускающими кислород только в одном направлении.

Зарядка баллонов кислородом каждой из указанных схем осуществляется через зарядный штуцер, смонтированный вместе с редукторов КР-15, манометрами МК-12 и МК-13 и вентилем КВ-5 на одном щитке или в коробке, которая расположена вблизи баллонов в хвостовой части фюзеляжа.

Редуктор КР-15 позволяет производить зарядку баллонов от наземного источника с давлением, ее превышающим 150 *атм.* Для зарядки кислородом переносных приборов на борту самолета установлены зарядные шланга, выключенные в бортовые магистрали КП-32 и КП-24.

При зарядке кислородом бортовых самолетных баллонов необходимо учитывать окружающую температуру.



**Таблица зависимости давления от температуры**

Температура, °С	Давление, кг/см	Температура, °С	Давление, кг/см
50	33	-10	27
40	32	-20	26
30	31	-30	25
20	30	-40	24
10	29	-50	23
0	28		

### **Пользование стационарным кислородным оборудованием**

Для пользования прибором КП-24 в полете необходимо:

1. Открыть вентиль КВ-5, при этом манометр МК-13 должен показать давление кислорода в магистрали (бортовой запас в «баллонах»).

2. Вынуть и надеть маску на лицо, гофрированный шланг маски соединить с дыхательным шлангом прибора. Хорошо подогнанная маска на лицо не пропускает воздух из атмосферы при глубоком вдохе и зажатом гофрированном шланге. Закрепить маску на голове.

3. Проверить работоспособность комплекта прибора. Исправность работы контролируется движением лепестков в окнах индикатора «ИП» при вдохе и выдохе через маску. В нормальном полете и хорошем самочувствии кран подсоса воздуха на приборе КП-24 должен быть установлен в положение «Смесь». При плохом самочувствии или затрудненном дыхании следует выключить подсос воздуха (поставить его в положение «Чистый кислород») (или пользоваться краном аварийной подачи. Причем следует помнить, что расход кислорода через кран аварийной подачи значительно увеличивается).

4. В полете необходимо периодически контролировать работу прибора по «ИП» и запас кислорода по манометру МК-13.

**Расходовать кислород из бортовых баллонов ниже давления 5 кг/см<sup>2</sup> не разрешается.**

5. После пользования прибором снять маску с лица протереть ее, уложить на место и закрыть вентиль КВ-5 у прибора.

**Предупреждения: 1.** В случае преждевременного израсходования бортового запаса кислорода самолет должен немедленно снижаться на безопасную высоту полета.

**2.** Особенностью прибора КМ-24 является то, что он может продолжать подавать кислород непрерывным потоком после снятия маски с лица. Это явление в приборе происходит вследствие того, что под мембраной легочного автомата образуется разрежение от прохождения кислорода через эжектор. Для предотвращения утечки кислорода через снятую маску необходимо сделать выдох в маску перед снятием ее с лица или закрыть рукой на некоторое время отверстие выхода кислорода.

**3.** Особо огнеопасными при пользовании открытым огнем (папиросы, спички и др.) становятся меховые вещи (воротник, шапка и др), одежда и волосы человека (на голове и на бороде) благодаря их способности впитывать и удерживать некоторое время кислород, просачивающийся из-под маски. Поэтому курить и применять открытый огонь при пользовании кислородными приборами категорически запрещается.

**4.** Кислород в соприкосновении с маслом или жировыми веществами становится взрывоопасным, поэтому все приборы и агрегаты кислородного оборудования не должны иметь масла и жировых веществ. Инструменты, спецодежда и руки технического состава, обслуживающего это оборудование, должны быть чистыми.

Для пользования прибором КП-32 в полете необходимо:

1. Перед полетом включить вентиль КВ-5 у прибора, По манометру МК-13 убедиться в бортовом запасе кислорода.

2. После набора самолетом высоты 2500—3000 м надеть на лицо кислородную маску (закрыть ею нос и рот) и закрепить ее на голове с помощью крепежных лент. С прибором КП-32 применяются маски открытого типа КМ-15 или КМ-19, которые должны быть легко и удобно подогнаны на лицо, не создавая болевых ощущений коже лица и не стеснять движения головы. Подготовка маски осуществляется регулировкой крепежных лент.

3. Включить наконечник шланга маски в штуцер индикатора ИК-32, при этом поплавков в прозрачном стакане ИК-32 должен подняться. Поднятием поплавка в индикаторе контролируется подача кислорода в маску, т. е. работа прибора КП-32. Прибор КП-32 имеет автоматическую регулировку подачи кислорода по высотам, поэтому во время высотных полетов прибор не требует дополнительных регулировок.

В случае отказа прибора КП-32 в работе краном ручной регулировки на приборе создать давление в соответствии с таблицей подачи кислорода в питающей магистрали, контролируя это давление по манометру МТ-6П.

4. После пользования кислородом снять маску с лица и отсоединить шланг маски от индикатора. Перед посадкой самолета или при полете его на высоте до 3000 м закрыть вентиль у КП-32.

### **Пользование переносными кислородными приборами**

Для пользования прибором КП-19 в полете необходимо:

1. Открыть вентиль на приборе, при этом манометр покажет зарядку баллона кислородом.

2. Надеть маску на лицо и присоединить ее гофрированный шланг к штуцеру на приборе (если член экипажа до этого пользовался кислородом от бортсети КП-24М, то в этом случае необходимо только пересоединить шланг маски от КШ на прибор КП-19, не снимая маски с лица). В случае плохого самочувствия или затрудненного дыхания перевести кран подсоса воздуха из положения «Смесь» в положение «Чистый кислород» или включить кран аварийной подачи.

3. После пользования прибором закрыть вентиль на приборе, снять маску с лица и отсоединить ее шланг от прибора.

Для пользования прибором КП-21 в полете следует:

1. Открыть на приборе вентиль и по манометру убедиться, что в баллоне есть кислород.

2. Надеть кислородную маску на лицо и ее шланг присоединить к штуцеру на приборе. Прибор КП-21 имеет автоматическую подачу кислорода по высотам и отрегулирован на работу с высоты полета 1200—1500 м. При необходимости подачи кислорода у земли следует повернуть против движения часовой стрелки кран регулировки на КП-21.

3. После пользования прибором закрыть вентиль на приборе, снять маску с лица и отсоединить ее шланг от прибора.

Во время пользования приборами КП-19 и КП-21 необходимо время от времени контролировать запас кислорода в баллоне. С переносными приборами применяются баллоны КБ-2 (емкостью 7,5 л) или КБ-3 (емкостью 1,8 л) с рабочим давлением 30 кг/см<sup>2</sup>.

Продолжительность пользования прибором КП-21 или КП-19:

с баллоном КБ-2 — 30—45 мин.

с баллоном КБ-3 — 10—15 мин.

Баллоны переносных приборов заряжаются медицинским кислородом от зарядного бортового шланга во время зарядки самолетных баллонов и, в крайнем случае, в полете от системы.

### **Порядок проверки работоспособности кислородного оборудования на самолете**

#### *Кислородная система с прибором КП-32:*

1. Открыть вентиль у прибора КП-32 и по манометру МК-13 убедиться, что система заряжена кислородом до требуемого давления с учетом температуры наружного воздуха.

2. Краном ручной регулировки на приборе КП-32 создать давление в питающей магистрали (за прибором)  $0,1—0,2 \text{ кг/см}^2$  по манометру МТ-60.

3. Поочередно к каждому индикатору ИК-32 подключить шланг маски КМ-15 (КМ-19), при этом плотно фиксировать наконечник шланга маски на штуцере индикатора.

Исправность комплекта прибора (индикаторов) определяется поднятием поплавка в прозрачном стакане индикатора при подключенной к нему маске. Во избежание повреждений маски и шланга давлением кислорода они должны быть хорошо расправлены и не препятствовать свободному выходу кислорода из магистрали в атмосферу.

4. По окончании проверки кран ручной регулировки КП-32 и приборный вентиль поставить в исходное положение, выпустить кислород из питающей магистрали через подключенную маску к индикатору. Отсоединить шланг маски от индикатора, свернуть и убрать маску на место.

#### *Кислородная система с приборами КП-24 и КП-32:*

1. Открыть вентиль у прибора КП-24 и по манометру МК-13 убедиться, что система заряжена кислородом.

2. Вынуть из сумки маску КМ-16 (КМ-24) и подогнать ее на лице с помощью регулировочной системы крепления.

Маска должна плотно подгоняться на лице, но не создавать болевых ощущений и стеснений движению головы. Хорошо подогнанная маска на лице не пропускает воздух из окружающей атмосферы при глубоком вдохе и зажатом гофрированном шланге маски.

3. Соединить гофрированный шланг маски с дыхательным шлангом прибора и сделать несколько вдохов: вначале при положении крана подсоса воздуха на отметке «Смесь», а затем при установленном в положение «Чистый кислород». Исправность комплекта прибора КП-24 характеризуется движением лепестков индикатора «ИК».

4. После проверки снять маску, протереть ее внутреннюю полость чистой тряпкой, отсоединить гофрированный шланг маски от дыхательного шланга и уложить ее на место. Закрыть приборный вентиль. Кран подсоса воздуха на приборе КП-24 поставить на отметку «Смесь».

5. Проверить исправность и работоспособность прибора КП-32, руководствуясь порядком проверки, изложенным выше для кислородной системы с прибором КП-32.



ТАБЛИЦЫ  
ОТДЕЛЬНЫХ ВАРИАНТОВ ЗАГРУЗКИ  
САМОЛЕТОВ Ил-14

**Варианты загрузки самолета Ил-14П-24 для взлетного веса до 17500 кг**

Наименование загрузки, кг	Дальность полета Число пассажиров			
	<u>600</u> 24	<u>800</u> 24	<u>1000</u> 24	Перегоночный вариант с топливом от 2600 до 410 кг
Неизменный вес:				
Пустой самолет	12420	12420	12420	12420
Масло	200	200	200	200
Служебное снаряжение	25	25	25	25
Экипаж без бортпроводника, 4 чел	320	320	320	320
Итого	12965	12965	12965	12965
топливо	1185	1435	1685	2600
бортпроводник и запас продуктов буфета	100	100	100	—
Коммерческая нагрузка:				—
Пассажиры по рядам кресел:				
1-2	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	
3-4	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	
5-6	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	
Итого	1800 (24) чел.	1800 (24) чел.	1800 (24) чел.	

Груз в переднем багажнике	750	750	750	—
Груз в заднем багажнике	200	200	200	балласт 300
Итого	950	950	950	—
Итого коммерческая загрузка	2750	2750	2750	—
Взлетный вес самолета	17000	17250	17500	15865
Центр тяжести самолета в % САХ				
Шасси выпущено	20,0	20,2	20,4	18,3
Шасси убрано	19,1	19,3	19,5	17,3
Посадочный вес самолета при остатке топлива 410 кг	16225	16225	16225	13675
Центр тяжести самолета в % САХ				
Шасси выпущено	19,2	19,2	19,2	15,4
Шасси убрано	18,2	18,2	18,2	14,3

**Примечания:** 1. Вес пустого самолета принят 12420 кг. а центр тяжести 13,2% САХ  
2. В служебное снаряжение включено: борглестница — 13 кг, инструмент и бортсумка с документами— 10 кг струбцины — 2 кг  
3. Дальность полета определена из условий: скорость полета—320 км/час, расход топлива 410 кг/час аэронавигационный запас топлива на 1 час полета.



**Варианты загрузки самолета Ил-14П переоборудованного на 28 мест, с установкой передней перегородки пассажирской кабины у шпангоута №16. Шаг кресел — 870 мм для взлетного веса до 17500 кг**

Наименование загрузки, кг	Дальность полета Число пассажиров				Перегоночный вариант с топливом от 2600 до 410 кг
	<u>600</u> 28	<u>700</u> 28	<u>800</u> 28	<u>1000</u> 28	
Неизменный вес:					
Пустой самолет	12460	12460	12460	12460	12460
Масло	200	200	200	200	200
Служебное снаряжение	25	25	25	25	25
Экипаж без бортпроводника, 4 чел	320	320	320	320	320
<b>Итого</b>	<b>13005</b>	<b>13005</b>	<b>13005</b>	<b>13005</b>	<b>13005</b>
топливо	1175	1310	1430	1685	2600
бортпроводник и запас продуктов буфета	100	100	100	100	
Коммерческая нагрузка:					—
Пассажиры по рядам кресел:					
1	30 (4 чел.)	30 (4 чел.)	30 (4 чел.)	30 (4 чел.)	
2-3	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	
4-5	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	

6	30 (4 чел.)	30 (4 чел.)	30 (4 чел.)	30 (4 чел.)	
7	30 (4 чел.)	30 (4 чел.)	30 (4 чел.)	30 (4 чел.)	
Итого	2100 (28) чел.	2100 (28) чел.	2100 (28) чел.	2100 (28) чел.	
Груз в переднем багажнике	470	480	480	500	—
Груз в заднем багажнике	90	80	80	60	балласт 300
Итого	560	560	560	560	—
Итого коммерческая загрузка	2660	2660	2660	2660	—
Взлетный вес самолета	16940	17075	17195	17450	15905
Центр тяжести самолета в % САХ					
Шасси выпущено	20,4	20,3	20,4	20,3	18,5
Шасси убрано	19,5	19,4	19,5	19,4	17,5
Посадочный вес самолета при остатке топлива 410 кг	16175	16175	16175	16175	13715
Центр тяжести самолета в % САХ					
Шасси выпущено	19,6	19,4	19,4	19,0	15,7
Шасси убрано	18,6	18,4	18,4	18,0	14,6

- Примечания:** 1. Вес пустого самолета принят 12460 кг, а центр тяжести—13,5% САХ.  
2. В служебное снаряжение включено: борглестница — 13 кг, струбцины — 2 кг, инструмент и бортсумка с документацией—10 кг.  
3. Дальность полета определена из условий; скорость полета — 320 км/час, расход топлива — 410 кг/час. аэронавигационный запас топлива на 1 час полета.

**Варианты загрузки самолета Ил-14П, переоборудованного на 32 места с условной передней перегородки пассажирской кабины на шпангоуте № 15. Шаг кресел - 870 мм. Взлетный вес до 17500 кг**

Наименование загрузки, кг	<u>Дальность полета, км</u>	
	Колич. пассажиров	
	<u>600</u>	<u>600</u>
	28	32
Неизменный вес:		
Пустой самолет	12500	12500
Масло	200	200
Служебное снаряжение	25	25
Экипаж без бортпроводника, 4 чел.	320	320
Итого	13045	13045
Топливо	1175	1175
Бортпроводник и запас продуктов буфета	100	100
Коммерческая нагрузка:		
Пассажиры по рядам кресел:		
1-2	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)
3-4	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)
5-6	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)
7	300 (4 чел.)	300 (4 чел.)
8		300 (4 чел.)
Итого	2100 (28) чел.	2400 (32) чел.
Груз (багаж) в переднем багажнике	360	500
Груз (багаж) в заднем багажнике	200	100
Итого	560	600
Итого коммерческая нагрузка	2660	3000
Взлетный вес, кг	16980	17320
Центр тяжести самолета, % САХ:		
шасси выпущено	19,0	19,5
шасси убрано	18,1	18,6
Посадочный вес самолета при остатке топлива 410 кг .	16215	16555
Центр тяжести самолета в % САХ:		
шасси выпущено	18,2	18,7
шасси убрано	17,2	17,7

Наименование загрузки, кг	Дальность полета, км	
	Колич. пассажиров	
	700	700
	28	32
Неизменный вес:		
Пустой самолет	12500	12500
Масло	200	200
Служебное снаряжение	25	25
Экипаж 4 чел. без бортпроводника	320	320
Итого	13045	13045
Топливо	1310	1310
Бортпроводник и запас продуктов буфета	100	100
Коммерческая нагрузка:		
Пассажиры по рядам кресел:		
1-2	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)
3-4	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)
5-6	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)
7	300 (4 чел.)	300 (4 чел.)
8		300 (4 чел.)
Итого	2100 (28 чел.)	2400 (32 чел.)
Груз (багаж) в переднем багажнике	360	500
Груз (багаж) в заднем багажнике	200	100
Итого	560	600
Итого коммерческая нагрузка	2660	3000
Взлетный вес самолета, кг	17115	17455
Центр тяжести самолета, % САХ:		
шасси выпущено	19,1	19,6
шасси убрано	18,2	18,7
Посадочный вес самолета при остатке топлива 410 кг	16215	16555
Центр тяжести самолета в % САХ:		
шасси выпущено	18,2	18,8
шасси убрано	17,2	17,8

Наименование загрузки, кг	Дальность полета, км	
	Колич. пассажиров	
	800	800
	28	30
Неизменный вес:		
Пустой самолет	12500	12500
Масло	200	200
Служебное снаряжение	25	25
Экипаж 4 чел. без бортпроводника	320	320
Итого	13045	13045
Топливо	1430	1430
Бортпроводник и запас продуктов буфета	100	100
Коммерческая нагрузка:		
Пассажиры по рядам кресел:		
1-2	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)
3-4	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)
5-6	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)
7	300 (4 чел.)	300 (4 чел.)
8		300 (2 чел.)
Итого	2100 (28 чел.)	2250 (30 чел.)
Груз (багаж) в переднем багажнике	360	450
Груз (багаж) в заднем багажнике	200	150
Итого	560	600
Итого коммерческая нагрузка	2660	2850
Взлетный вес самолета, кг	17235	17425
Центр тяжести самолета, % САХ:		
шасси выпущено	19,3	19,4
шасси убрано	18,4	18,5
Посадочный вес самолета при остатке топлива 410 кг	16215	16405
Центр тяжести самолета в % САХ:		
шасси выпущено	18,2	18,3
шасси убрано	17,2	17,3

Наименование загрузки, кг	Дальность полета, км Колич. пассажиров		
	800 32	1000 28	Перегоноч- ный вариант с топливом от 2600 до 410 кг
Неизменный вес:	12500	12500	12500
Пустой самолет	200	200	200
Масло	25	25	25
Служебное снаряжение Экипаж без бортпроводника, 4 чел	320	320	320
Итого	13045	13045	13045
Топливо	1430	1685	2600
Бортпроводник ,и запас продуктов буфета	100	100	
Коммерческая нагрузка: Пассажиры по рядам кресел			
1-2	600(8чел.)	600(8чел.)	
3-4	600(8чел.)	600(8чел.)	
5-6	600(8чел.)	600(8чел.)	
7	300(4чел.)	300(4чел.)	
8	300(4чел.)		
Итого	2400 (32) чел.	2100 (28) чел.	—
Груз (багаж) в переднем багажнике	425	360	балласт
Груз (багаж) в заднем багажнике	100	200	300
Итого	525	560	—
Итого коммерческая нагрузка	2925	2660	
Взлетный вес, кг	17500	17490	15945
Центр тяжести самолета в % САХ:			
шасси выпущено	20,2	19,5	18,4
шасси убрано	19,3	18,6	17,4
Посадочный вес самолета при остатке топлива 410 кг	16480	16215	13755
Центр тяжести самолета в % САХ:			
шасси выпущено	19,1	18,2	15,5
шасси убрано	18,1	17,2	14,4

**Примечания:** 1. Вес пустого самолета принят 12500кг, а центр тяжести — 13,4% САХ. 2. В служебное снаряжение включено: борглестница — 13 кг, струбины — 2 кг, инструмент и бортсумка с документами — 10 кг. 3. Дальность полета определена из условий: скорость полета — 320 км/час, расход топлива — 410 кг/час, аэронавигационный запас топлива на 1 час полета.

**Варианты загрузки самолета Ил-14М-24 для взлетного веса до 17500 кг**

Наименование загрузки, кг	Дальность полета, км				Перегоночный вариант с топливом от 2600 до 410 кг
	Колич. пассажиров				
	600 24	800 24	1000 24	1000 20	
Неизменный вес					
Пустой самолет	12580	12580	12580	12580	12580
Масло	200	200	200	200	200
Служебное снаряжение	25	25	25	25	25
Экипаж без бортпроводника 4чел.	320	320	320	320	320
Итого	13125	13125	13125	13125	13125
Топливо	1185	1435	1685	1685	2600
Бортпроводник и запас продуктов буфета	100	100	100	100	
Коммерческая нагрузка					
Пассажиры по рядам кресел:					
1—2	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	525 (7 чел.)	
3—4	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	525 (7 чел.)	
5—6	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	450 (6 чел.)	
Итого	1800 (24 чел.)	1800 (24 чел.)	1800 (24 чел.)	1500 (20 чел.)	—

Груз передний багажник	730	580	410	570	
Груз задний багажник	560	460	380	520	балласт 550
Итого	1290	1040	790	1090	—
Итого коммерческ. нагрузка	3090	2840	2590	2590	—
Взлетный вес, кг	17500	17500	17500	17500	16275
Центр тяжести самолета в % САХ:					
шасси выпущено	17,9	17,6	17,6	17,7	17,7
шасси убрано	17,0	16,7	16,7	16,8	16,7
Посадочный вес при остатке топлива 410 кг	16725	16475	16225	16225	14085
Центр тяжести самолета в % САХ:					
шасси выпущено	17,0	16,4	16,1	16,2	14,7
шасси убрано	16,0	15,4	15,1	14,2	13,6

- Примечания:** 1. Вес пустого самолета принят 12580 кг, а центр тяжести—8,7% САХ.  
2. В служебное снаряжение включено: бортлестница — 13 кг, струбцины — 2 кг, инструмент и бортсумка с документацией—10 кг.  
3. Дальность полета определена из условий; скорость полета — 320 км/час, расход топлива — 410 кг/час. аэронавигационный запас топлива на 1 час полета.



**Варианты загрузки самолета Ил-14М переоборудованного на 28 мест, с установкой передней перегородки пассажирской кабины у шпангоута №16. Шаг кресел — 870 мм для взлетного веса до 17500 кг**

Наименование загрузки, кг	Дальность полета					Перегоночный вариант с топливом от 2600 до 410 кг
	Число пассажиров					
	<u>600</u> 28	<u>600</u> 28	<u>700</u> 28	<u>700</u> 28	<u>800</u> 28	
<b>Неизменный вес</b>						
Пустой самолет	12620	12620	12620	12620	12620	12620
Масло	200	200	200	200	200	200
Служебное снаряжение	25	25	25	25	25	25
Экипаж без бортпроводника 4чел.	320	320	320	320	320	320
Итого	13165	13165	13165	13165	13165	13165
Топливо	1175	1175	1310	1310	1430	2600
Бортпроводник и запас продуктов буфета	100	100	100	100	100	
Коммерческая нагрузка						
Пассажиры по рядам кресел:						
1	300 (4)	300 (4)	300 (4)	300 (4)	300 (4)	
2-3	600 (8)	600 (8)	600 (8)	600 (8)	600 (8)	
4-5	600 (8)	600 (8)	600 (8)	600 (8)	600 (8)	
6	300 (4)	300 (4)	300 (4)	300 (4)	300 (4)	
7	300 (4)	300 (4)	300 (4)	300 (4)	300 (4)	
Итого	2100 (28)	2100 (28)	2100 (28)	2100 (28)	2100 (28)	—

Груз передний багажник	400	600	400	690	400	
Груз задний багажник	160	300	160	235	160	балласт 550
Итого	560	900	560	825	560	
Итого коммерческ. нагрузка	2660	3060	2660	2925	2660	—
Взлетный вес, кг	17100	17500	17235	17500	17355	16265
Центр тяжести самолета в % САХ:						
шасси выпущено	17,3	17,8	17,5	17,4	17,6	17,4
шасси убрано	16,4	16,9	16,6	16,5	16,7	16,4
Посадочный вес при остатке топлива 410 кг	16335	16735	16335	16600	16335	14075
Центр тяжести самолета в % САХ:						
шасси выпущено	16,4	16,9	16,4	16,4	16,6	14,4
шасси убрано	15,4	15,9	15,4	15,4	15,6	13,3

- Примечания:**
1. Вес пустого самолета принят 12620 кг, а центр тяжести—9,2% САХ.
  2. В служебное снаряжение включено: бортлестница — 13 кг, струбины — 2 кг, инструмент и бортсумка с документацией—10 кг.
  3. Дальность полета определена из условий; скорость полета — 320 км/час, расход топлива — 410 кг/час. аэронавигационный запас топлива на 1 час полета.

**Варианты загрузки самолета Ил-14М, переоборудованного на 32 места, с установкой передней перегородки пассажирской кабины на шпангоуте № 15А. Шаг кресел 870 мм. Взлетный вес самолета до 17500 кг.**

Наименование загрузки, кг	<u>Дальность полета, км</u>					Перегоночный вариант с топливом от 2300 до 410 кг
	Колич. пассажиров					
	<u>400</u> 32	<u>600</u> 32	<u>700</u> 30	<u>800</u> 30	<u>800</u> 28	
Неизменный вес						
Пустой самолет	12660	12660	12660	12660	12660	12660
Масло	200	200	200	200	200	200
Служебное снаряжение	25	25	25	25	25	25
Экипаж 4 чел без бортпроводника	320	320	320	320	320	320
Итого	13205	13205	13205	13205	13205	13205
Топливо	920	1175	1310	1430	1430	2600
Бортпроводник и запас продуктов буфета	100	100	100	100	100	
Коммерческая нагрузка						
Пассажиры по рядам кресел:						
1—2	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	525 (7 чел.)	525 (7 чел.)	525 (7 чел.)	
3—4	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	525 (7 чел.)	
5—6	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)	
7	300 (4 чел.)	300 (4 чел.)	300 (4 чел.)	300 (4 чел.)	225 (3 чел.)	
8	300 (4 чел.)	300 (4 чел.)	1225 (3 ч.)	1225 (3 ч.)	225 (3 чел.)	
Итого	2400 (32ч.)	2400 (32ч.)	2250 (30ч.)	2250 (30 ч)	2100 (28 ч)	

Груз (багаж) в переднем багажнике	390	400	400	315	300	
Груз (багаж) в заднем багажнике	250	220	235	200	260	балласт 500
Итого	640	620	635	515	560	—
Итого коммерческая нагрузка	3040	3020	2885	2765	2660	
Взлетный вес самолета, кг	17265	17500	17500	17500	17395	16305
Центр тяжести самолета в %САХ:						
шасси выпущено	17,4	17,3	17,0	17,2	17,4	17,3
шасси убрано	16,5	16,4	16,1	16,3	16,5	16,3
Посадочный вес при остатке топлива 410 кг	16755	16735	16600	16480	16375	14115
Центр тяжести самолета в %САХ:						
шасси выпущено	16,9	16,4	16,0	16,1	16,3	14,4
шасси убрано	15,9	15,4	15,0	15,1	15,3	13,3

- Примечания:** 1. Вес пустого самолета принят 12600 кг, а центр тяжести — 9,2% САХ.  
2. В служебное снаряжение включено: борглестница — 13 кг, струбцины — 2 кг, инструмент и бортсумка с документами — 10 кг.  
3. Дальность полета определена из условий: скорость полета а — 320 км/час, расход топлива — 410 кг/час, аэронавигационный запас топлива на 1 час полета.

**Варианты загрузки самолета Ил-14Г<sub>р</sub> для взлетного веса до 17500 кг**

Наименование загрузки, кг	Варианты загрузки, груз- кг							
	Топливо, кг							
	<u>0</u> 2600	<u>2050</u> 2600	<u>2230</u> 2400	<u>2500</u> 2150	<u>2750</u> 1900	<u>3000</u> 1650	<u>3250</u> 1400	<u>3500</u> 1150
Неизменный вес								
Пустой самолет	12290	то же	то же	то же	то же	то же	то же	то же
Масло	200							
Неизменный вес:	40							
Служебное снаряжение	320							
<b>Итого</b>	<b>12850</b>	<b>12850</b>	<b>12850</b>	<b>12850</b>	<b>12850</b>	<b>12850</b>	<b>12850</b>	<b>12850</b>
Топливо	2600	2600	2400	2150	1900	1650	1400	1150
Груз по отсекам:								
I		300	300	300	300	400	400	450
II		300	400	500	600	600	650	650
III		500	500	500	600	600	700	700
IV		500	500	500	600	600	600	700
V		300	350	500	500	600	500	650
VI		150	200	200	150	200	400	350
VII								
<b>Итого</b>	<b>—</b>	<b>2050</b>	<b>2250</b>	<b>2500</b>	<b>2750</b>	<b>3000</b>	<b>3250</b>	<b>3500</b>
Взлетный вес, кг	15450	17500	17500	17500	17500	17500	17500	17500

Центр тяжести в % САХ;								
шасси выпущено	18,5	19,8	9,9	20,1	19,5	9,6	20,0	20,1
шасси убрано	17,5	18,9	19,0	19,2	18,6	18,7	19,1	19,2
Посадочный вес при остатке топлива 410 кг.	13260	15310	15510	15760	16010	16260	16510	16760
Центр тяжести в % САХ;								
шасси выпущено	15,5	17,4	17,8	18,2	18,0	18,3	19,1	19,3
шасси убрано	14,4	16,4	16,8	17,2	17,0	17,3	18,1	18,3

**Примечания:** 1. Вес пустого самолета принят 12290 кг, а положение центра тяжести — 18,7% САХ, 2. В служебное снаряжение включено: борглестница— 13 кг, струбцины—2 кг, хвостовая штанга — 10 кг, инструмент и бортсумка с документацией—10 кг, прочее снаряжение —5 кг.

**Варианты загрузки самолета Ил-14М, переоборудованного на 36 мест, с установкой передней перегородки пассажирской кабины на шпангоуте № 15. Шаг кресел — 870 мм. Взлетный вес до 17500 кг**

Наименование загрузки, кг	Дальность полета, км	
	Колич. пассажиров	
	400	400
	36	34
Неизменный вес.		
Пустой самолет	12700	12700
Масло	200	200
Служебное снаряжение	25	25
Экипаж 4 чел. без бортпроводника.	320	320
Итого	13245	13245
Топливо	920	920
Бортпроводник и запас продуктов буфета	100	100
Коммерческая нагрузка:		
Пассажиры по рядам кресел:		
1	300 (4 чел.)	225 (3 чел.)
2—3	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)
4—5	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)
6—7	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)
8—9	600 (8 чел.)	525 (7 чел.)
Итого	2700 (36чел.)	2550 (34 чел.)
Груз (багаж) в переднем багажнике.	250	350
Груз (багаж) в заднем багажнике.	285	330
Итого	535	680
Итого коммерческая нагрузка	3235	3190
Взлетный вес самолета, кг	17500	17455
Центр тяжести самолета в % САХ:		
шасси выпущено	17,7	17,9
шасси убрано	16,8	17,0
Посадочный вес при остатке топлива, 410 кг	16990	16945
Центр тяжести самолета, % САХ		
шасси выпущено	17,1	17,3
шасси убрано	16,1	16,3

Наименование загрузки, кг	Дальность полета, км. Колич. пассажиров	
	<u>600</u> 34	<u>600</u> 32
Неизменный вес:		
Пустой самолет	12700	12700
Масло	200	200
Служебное снаряжение	25	25
Экипаж 4 чел. без бортпроводника	320	320
Итого	13245	13245
Топливо	1175	1175
Бортпроводник и запас продуктов буфета	100	100
Коммерческая нагрузка :		
Пассажиры по рядам кресел:		
1	225 (3 чел.)	225 (3 чел.)
2—3	600 (8 чел.)	600 (8 чел.)
4—5	600 (8 чел.)	525 (7 чел.)
6—7	600 (8 чел.)	525 (7 чел.)
8—9	525 (7 чел.)	525 (7 чел.)
Итого	2550 (34 чел.)	2400 (32 чел.)
Груз (багаж) в переднем багажнике	180	250
Груз (багаж) в заднем багажнике	250	330
Итого	430	580
Итого коммерческая нагрузка	2980	2980
взлетный вес самолета, кг	17500	17500
Центр тяжести самолета в %САХ:		
шасси выпущено	17,6	17,7
шасси убрано	16,7	16,8
Посадочный вес при остатке топлива, 410 кг	16735	16735
Центр тяжести самолета, % САХ		
шасси выпущено	16,8	16,9
шасси убрано	15,8	15,9



Наименование загрузки, кг	<u>Дальность полета, км</u> Колич. пассажиров		
	<u>700</u> 30	<u>800</u> 30	Перегоноч ный вариант с топливом от 2600 до 410 кг
Неизменный вес:			
Пустой самолет	12700	12700	12700
Масло	200	200	200
Служебное снаряжение	25	25	25
Экипаж 4 чел. без борт-проводника	320	320	320
Итого	13245	13245	13245
Топливо	1310	1430	2600
Бортпроводник и запас продуктов буфета	100	100	
Коммерческая нагрузка:			
Пассажиры по рядам кресел,			
1	225 (3 чел.)	225 (3 чел.)	
2—3	525 (7 чел.)	525 (7 чел.)	
4—5	525 (7 чел.)	525 (7 чел.)	
6—7	525 (7 чел.)	525 (7 чел.)	
8—9	450 (6 чел.)	450 (6 чел.)	
Итого	2250 (30ч.)	2250 (30 ч.)	
Груз (багаж) в переднем багажнике	250	175	
Груз (багаж) в заднем багажнике	345	300	балласт 500
Итого	595	475	—
Итого коммерческая нагрузка	2845	2725	
Взлетный вес самолета, кг	17500	17500	16345

Наименование загрузки, кг	<u>Дальность полета, км</u> Колич. пассажиров		
	<u>700</u> 30	<u>800</u> 30	Перегоноч ный вариант с топливом от 2600 до 410 кг
Центр тяжести самолета, % САХ:			
шасси выпущено	17,6	17,6	17,4
шасси убрано	16,7	16,7	16,4
Посадочный вес при остатке топлива 410 кг	16600	16480	14155
Центр тяжести самолета, % САХ:			
шасси выпущено	16,5	16,4	14,4
шасси убрано	15,5	15,4	13,3

- Примечания:** 1. Вес пустого самолета принят за 12700 кг, а центр тяжести — 9,2 % САХ.
2. В служебное снаряжение включено: бортлестница — 13 кг, струбцины — 2 кг, инструмент и бортсумка с документами — 10 кг.
3. Дальность полета определена из условий: скорость полета— 320 км/ч, расход топлива — 410 кг/ч, аэронавигационный запас топлива на 1 ч полета.



## ПЕРЕЧЕНЬ

**ДОПУСТИМЫХ ОТКАЗОВ И НЕИСПРАВНОСТЕЙ  
САМОЛЕТА Ил-14, С КОТОРЫМИ РАЗРЕШАЕТСЯ  
ЗАВЕРШЕНИЕ РЕЙСА ДО АЭРОПОРТА БАЗИРОВАНИЯ**

Перечень допустимых отказов и неисправностей помогает экипажу и наземному инженерно-техническому составу определить возможность вылета самолета по расписанию из промежуточного или конечного аэропорта до аэропорта базирования, обеспечивая безопасность полета.

При обнаружении на самолете отказа или неисправности, неуказанных в настоящем перечне, продолжение рейса разрешается только после устранения их в аэропорту посадки.

При обнаружении отказов и неисправностей, перечисленных в перечне, в промежуточных или конечном аэропортах инженерно-технический состав обязан принять меры к их устранению за время стоянки самолета по расписанию. Если это невозможно по времени или из-за отсутствия материально-технических средств, разрешается продолжение полета с данным отказом или неисправностью для завершения рейса до аэропорта базирования самолета.

В этом случае для выпуска самолета в рейс инженерно-технический состав **обязан:**

— четко определить характер и причину отказа или неисправности;

— убедиться в том, что данный отказ или неисправность предусмотрены перечнем;

— убедиться в том, что данный отказ или неисправность не окажет влияния на работу других систем, агрегатов или оборудования самолета;

— сообщить командиру корабля об отказе (неисправности) и принятых мерах по обеспечению дальнейшего полета.

Окончательное решение о продолжении полета с данным отказом или неисправностью для завершения рейса до аэропорта базирования самолета принимает командир корабля с учетом метеорологических условий, оборудования аэропортов посадки и др.

Если командиром корабля принято решение о вылете, необходимо:

— изолировать (отключить) отказавшее (неисправное) оборудование и выполнить работы, рекомендуемые перечнем;

— произвести запись в бортовом журнале и карте-наряде за подписями командира корабля и начальника (инженера) смены о наименовании отказа или неисправности, выполненных работах и принятом решении.

Применение данного перечня не снимает ответственности с командира корабля и лиц, готовящих самолет к рейсу, за безопасность полета.

Вылет самолета, с отказами и неисправностями, указанными в настоящем перечне, с аэропорта базирования самолета категорически запрещается.

№ п/п	Характер неисправности	Решение
Планер		
1.	Повреждение обшивки носовой части фюзеляжа и грузовой кабины без повреждения силовых элементов	Вылет разрешается
2.	Неисправен механизм открытия форточки в кабине экипажа	Вылет разрешается, если вторая форточка исправна, а неисправная форточка закрыта
3.	Неисправен механизм регулировки сиденья	Вылет разрешается, если механизм стопорения находится в положении, обеспечивающем свободное управление самолетом

#### Шасси и гидросистема

4.	Подтекает масло АМГ-10 по штокам амортизаторов передней и основной стоек шасси	Вылет разрешается, если обжатие амортизаторов не выходит за допустимые пределы
5.	Отказ стояночного тормоза	Вылет разрешается
6.	Не работает стеклоочиститель второго пилота	Вылет разрешается, если посадка прогнозируется при отсутствии осадков и обледенения

№ п/п	Характер неисправности	Решение
7.	Неисправен автопилот АП-45	Вылет разрешается, перед вылетом выключить питание автопилота АП-45 и АЗС

Силовая установка

8.	Имеется не более трех трещин длиной до 20 мм на обшивке мотогондол двигателей	Вылет разрешается
9.	Отказ масломера МЭС-1107Б одного или двух двигателей	Вылет разрешается при условии: 1) нет замечаний по расходу масла двигателя; 2) перед полетом проверить мерной линейкой количество масла в баке; 3) в полете контролировать величину давления масла на входе в двигатель и срабатывание табло минимального остатка масла в баке
10.	Отказ подкачивающего насоса дополнительных баков (на самолете с 12-бачной топливной системой)	Вылет разрешается при условии, если: 1) топливо слито из дополнительных баков; 2) отключен АЗС отказавшего насоса

№ п/п	Характер неисправности	Решение
-------	------------------------	---------

#### Электрооборудование

11.	Неисправны посадочные и рулежные фары	Вылет разрешается в светлое время суток по всему маршруту полета
12.	Отказ проблескового маяка	Вылет разрешается в светлое время суток по всему маршруту полета
13.	Неисправны аэронавигационные огни	Вылет разрешается, если исправен проблесковый маяк
14.	Неисправна сигнализация закрытия двери и люков	Вылет разрешается, перед полетом проконтролировать надежность закрытия двери и люков
15.	Неисправен электрообогрев стекла второго пилота	Вылет разрешается, если исправен электрообогрев стекла командира корабля

#### Приборное оборудование

16.	Неисправен КИ-13	Вылет разрешается
17.	Неисправен термометр наружного воздуха	Вылет разрешается
18.	Неисправен ГПК-48 второго пилота	Вылет разрешается, если исправен ГПК-48 командира корабля и ГПК-52 штурмана



№ п/п	Характер неисправности	Решение
19.	Неисправен ГПК-52 штурмана	Вылет разрешается, если исправен ГПК-48 командира корабля и второго пилота
20.	Неисправен высотомер ВД-10 второго пилота или штурмана	Вылет разрешается при двух исправных высотомерах ВД-10, включая высотомер командира корабля, и герметичности системы статического давления
21.	Неисправен указатель скорости УС-800 штурмана	Вылет разрешается при исправном указателе скорости УС-800 командира корабля и второго пилота, а также при герметичности систем полного и статического давлений
22.	Неисправен автопилот АП-6Е	Вылет разрешается, перед вылетом выключить питание автопилота АП-6Е и АЗС

#### Радиооборудование

23.	Неисправна КВ радиостанция	Вылет разрешается, если обеспечивается связь по УКВ радиостанциям по всему маршруту полета
-----	----------------------------	--

№ п/п	Характер неисправности	Решение
24.	Неисправен блок СВ-70	Вылет разрешается, если обеспечивается связь по двум УКВ радиостанциям и КВ радиостанции по всему маршруту полета
25.	Неисправна одна УКВ радиостанция	Вылет разрешается, если обеспечивается связь по одной УКВ радиостанции и КВ радиостанции, а также по блоку СВ-70
26.	Отказ СПУ	Вылет разрешается при обеспечении ведения связи через две УКВ радиостанции и КВ радиостанцию
27.	Неисправен радиовысотомер	Вылет разрешается, если исправны высотомеры ВД-10, а полет и посадка выполняются в простых метеоусловиях
28.	Неисправен один АРК-5	Вылет разрешается, если полет и посадка выполняются в простых метеоусловиях

№ п/п	Характер неисправности	Решение
29.	Неисправен радиолокатор РОЗ-1	Вылет разрешается при отсутствии прогнозируемых гидрометеообразований (грозы) по трассе полета и в аэропорту посадки
30.	Неисправна система СП-50М	Вылет разрешается, если посадка выполняется в простых метеоусловиях с использованием при заходе на посадку систем ОСП и РСП

## ОГЛАВЛЕНИЕ

### Глава I. Общие сведения

1. Геометрические данные самолета	5
2. Весовые данные самолета	8
3. Центровочные данные самолета	17
4. Основные летные данные самолета	19
5. Летные ограничения	23

### Глава II. Подготовка к полету

1. Определение наивыгоднейшей высоты полета	26
2. Определение режима работы двигателей	27
3. Определение количества топлива, необходимого для выполнения полета	32
4. Определение коммерческой загрузки самолета	34
5. Порядок загрузки самолета	35
6. Определение центровки самолета	36
7. Краткое описание и указания по пользованию центровочными графиками	37
8. Определение длины разбега самолета	42
9. Предполетный осмотр самолета и его оборудования экипажем	45
10. Заключительные работы экипажа перед выруливанием самолета на старт	60

### Глава III. Выполнение полета

1. Руление	63
2. Подготовка к взлету	66
3. Взлет	68
4. Набор высоты	78
5. Горизонтальный полет	81
6. Полет в условиях атмосферной турбулентности	85
7. Снижение	88
8. Заход на посадку	91
9. Выполнение маневра захода на посадку по системе ОСП	93
10. Выполнение маневра захода на посадку по системе СП-50	100
11. Посадка	118
12. Уход самолета на второй круг	121
13. Руление после посадки	122
14. Определение длины пробега самолета после посадки	123
15. Выполнение тренировочных полетов с выключением и запуском двигателя в воздухе	124

Глава IV. Эксплуатация материальной части на земле и в полете	
1. Двигатель АШ-82Т	124
2. Воздушный винт АВ-50	140
3. Топливная система самолета	141
4. Масляная система	146
5. Гидроазотная система	150
6. Шасси	154
7. Тормозная система колес шасси	159
8. Стояночное торможение колес и стопорение рулей и элеронов	162
9. Подъем и выпуск закрылков	164
10. Пользование стеклоочистителями	164
11. Эксплуатация противообледенительных устройств самолета	165
12. Эксплуатация отопительно-вентиляционной системы	171
13. Противопожарная система	176
14. Эксплуатация санитарного узла	181
15. Эксплуатация радиооборудования	181
16. Эксплуатация электрооборудования	195
17. Приборное оборудование	199
18. Кислородное оборудование	204
Приложение 1. Таблица отдельных вариантов загрузки самолетов Ил-14	213
Приложение 2. Перечень допустимых отказов и неисправностей самолета Ил-14, с которыми разрешается завершение рейса до аэропорта базирования	235



Г-11059

печ. л. 14.754- 12 вкл.

Уч. изд. л. 15,25

Продаже не подлежит.

---

Тип РИС МГА Зак 1808/1194

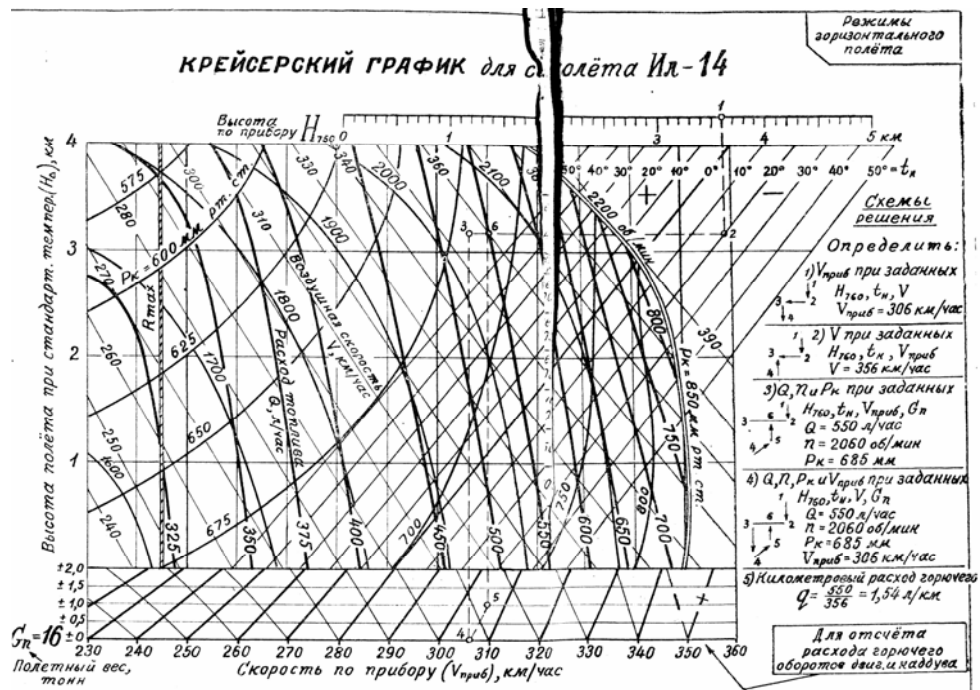
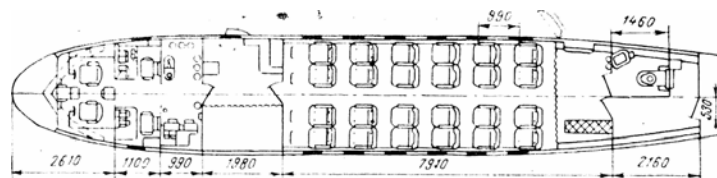


Рис. 3. Крейсерский график для самолета Ил-14.

Примечание:  $R_{max}$  соответствует наименьшему километровому расходу горючего.





Компоновочная схема

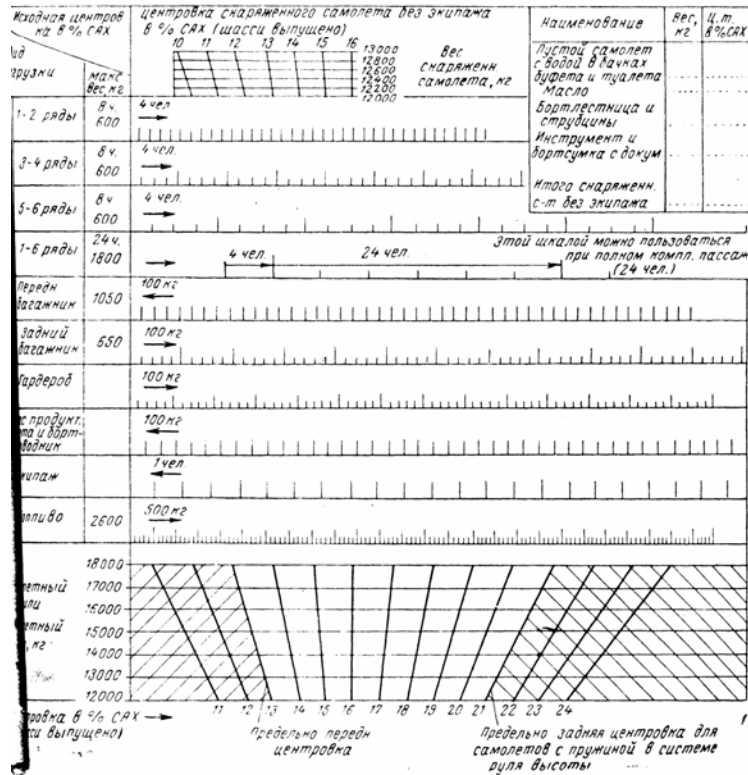


Рис. 5. Центровочный график самолета Ил-14П в варианте 24 пассажирских мест, шаг кресел 990 мм

- Примечания:
1. Уборка шасси перемещает ц. т. самолета вперед на 0,9—1,1 % САХ.,
  2. Выгорание 1000 кг топлива перемещает ц. т. самолета вперед на 1—1,25 % САХ (в зависимости от полетного веса самолета).
  3. Вес одного пассажира принимается 75 кг, вес 1 члена экипажа — 80 кг,
  4. В зимнее время следует учитывать влияние на центровку веса верхней одежды пассажиров размещенной в гардеробе, из расчета в среднем 5 кг на одно пальто.
  5. График распространяется только на самолеты Ил-14П в 24-местном пассажирском варианте

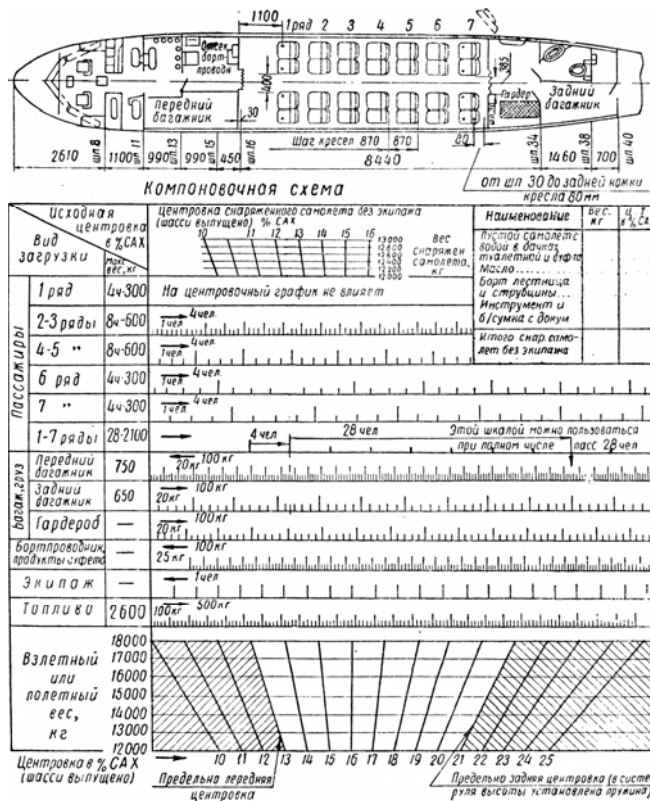


Рис. 6. Центровочный график самолета Ил-14П, переоборудованного на 28 пассажирских мест. Передняя перегородка пассажирской кабины установлена у шпангоута № 16, шаг кресел 870 мм,

- Примечания:**
1. Для обеспечения рекомендуемых эксплуатационных центровок при неполном комплекте пассажиров следует оставлять свободными задние ряды кресел.
  2. Уборка шасси перемещает центр тяжести самолета вперед на 0,9-1,1% САХ.
  3. Выработка 1000 кг топлива перемещает ц. т. самолета вперед на 1-1,25% САХ (в зависимости от полетного веса).
  4. В зимнее время следует учитывать влияние на центровку самолета веса верхней одежды пассажиров, размещенной в гардеробе, из расчета в среднем 5 кг на одно пальто.
  5. Вес одного пассажира принимается 75 кг, вес одного члена экипажа — 80 кг.
- График распространяется только на самолеты Ил-14П, переоборудованные по вышеуказанной компоновочной схеме с шагом кресел 870 мм и при положении передней перегородки пассажирской кабины у шпангоута № 16

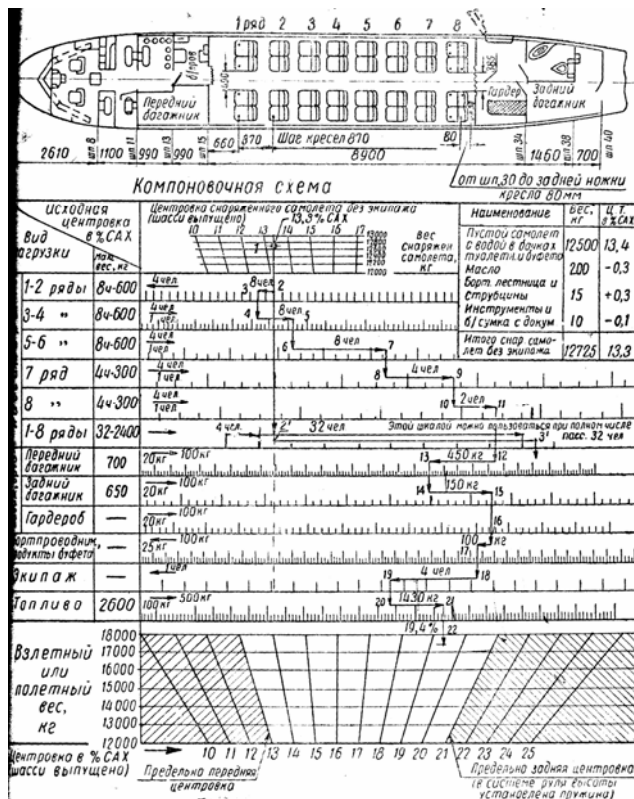


рис. 7. Центровочный график самолета Ил-14П, переоборудованного на 32 пассажирских места. Передняя перегородка пассажирской кабины установлена на шпангоуте 15, шаг кресел 870 мм.

**Примечания:** 1. Для обеспечения рекомендуемых эксплуатационных центровок при неполном комплекте пассажиров следует оставлять свободными задние ряды кресел.

2. Уборка шасси перемещает ц. т. самолета вперед на 0,9—1,1% САХ.

3. Выгорание 1000 кг топлива перемещает ц. т. самолета вперед на 1—1,25% САХ (в зависимости от полетного веса).

4. В зимнее время следует учитывать влияние на центровку самолета веса верхней одежды пассажиров, размещенной в гардеробе, из расчета в среднем 5 кг на одно пальто.

5. Вес одного пассажира принимается 75 кг, вес одного члена экипажа — 80 кг. График распространяется только на самолеты Ил-14, переоборудованные по вышеуказанной компоновочной схеме, с шагом кресел 870 мм и при положении передней перегородки пассажирской кабины на шпангоуте № 15.

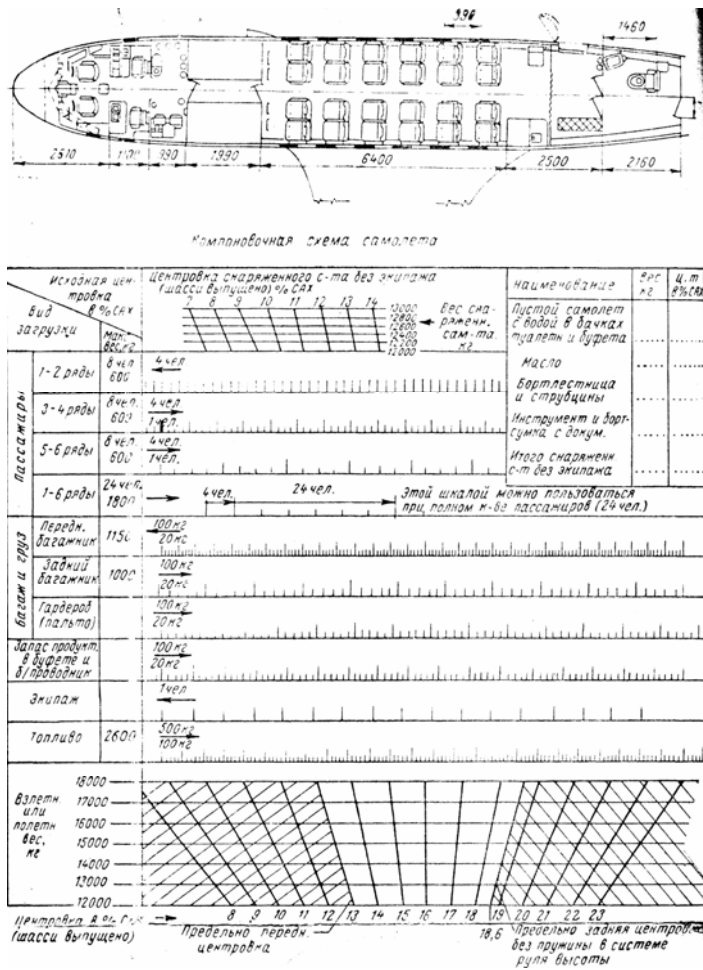


Рис. 8. Центровочный график самолета Ил-14М в варианте 24 пассажирских мест, шаг кресел 990мм.

- Примечания:**
1. Уборка шасси перемещает ц. т. самолета вперед на 0,9—1,1% САХ.
  2. Выгорание 1000 кг топлива перемещает ц. т. самолета вперед на 1 — 1,25% САХ (в зависимости от полетного веса самолета).
  3. Вес одного пассажира принимается 75 кг, вес члена экипажа — 80 кг.
  4. В зимнее время следует учитывать влияние на центровку веса верхней одежды пассажиров, размещенной в гардеробе, из расчета в среднем 5 кг на одно пальто.
  5. График распространяется только на самолеты Ил-14М в 24-местном пассажирском варианте.

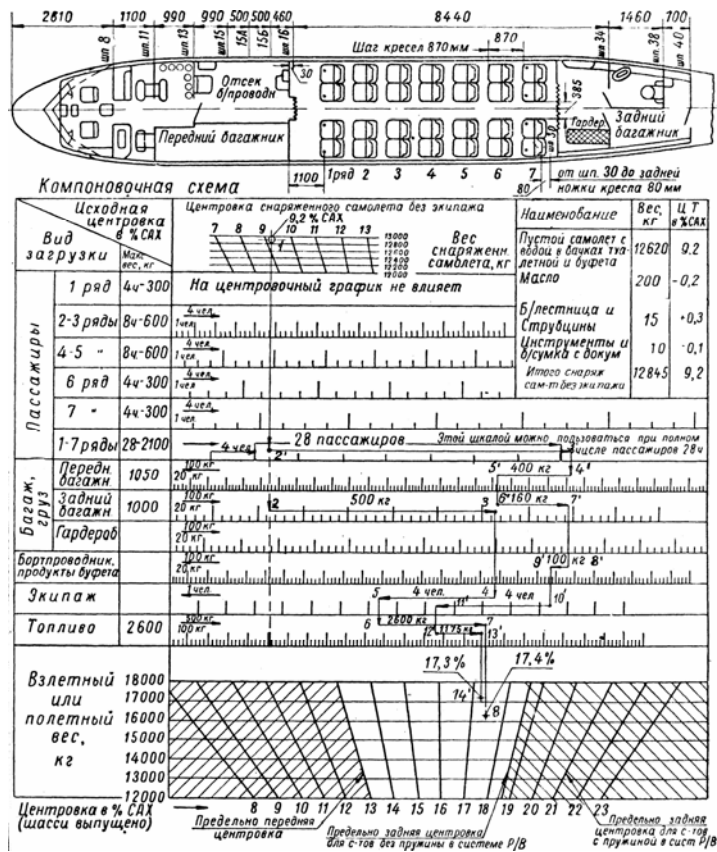


Рис. 9. Центровочный график самолета Ил-14М, переоборудованного на 28 пассажирских мест. Передняя перегородка пассажирской кабины установлена у шпангоута М 16, шаг кресел 870 мм.

- Примечания:**
1. Уборка шасси перемещает ц. т. самолета вперед на 0,9—1,1 % САХ.
  2. Выгорание 1000 кг топлива перемещает ц. т. самолета вперед на 1—1,25% САХ (в зависимости от полетного веса).
  3. В зимнее время следует учитывать влияние на центровку самолета веса верхней одежды пассажиров, размещенной в гардеробе, из расчета в среднем 5 кг на одно пальто.
  4. Вес одного пассажира принимается 75 кг, вес одного члена экипажа —80 кг.
  5. График распространяется только на самолеты Ил-14М, переоборудованные по вышеуказанной компоновочной схеме, с шагом кресел 870 мм и при положении передней перегородки пассажирской кабины у шпангоута № 16.

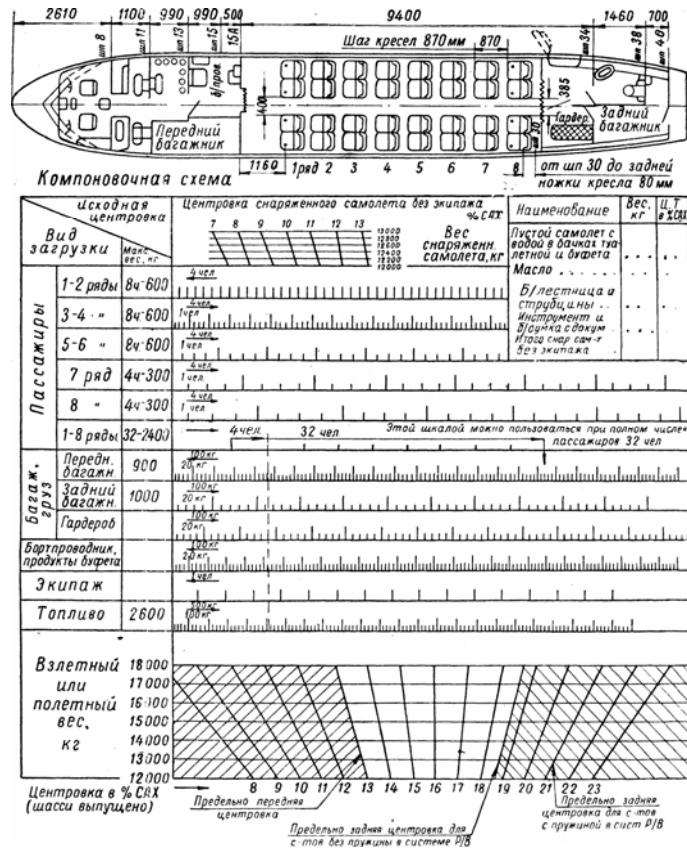


Рис. 10. Центровочный график самолета Ил-14М, переоборудованного на 32 пассажирских места. Передняя перегородка пассажирской кабины установлена на шпангоуте №15А, шаг кресел 870 мм

- Примечания:**
1. Уборка шасси перемещает ц. т. самолета вперед на 0,9—1,1 % СХ.
  2. Выгорание 1000 кг топлива перемещает ц. т. самолета вперед на 1—1,25% СХ (в зависимости от полетного веса),
  3. В зимнее время следует учитывать влияние на центровку самолета веса верхней одежды пассажира.  
ров, размещенной в гардеробе, из расчета в среднем 5 кг на одно пальто.
  4. Вес одного пассажира принимается 75 кг, вес одного члена экипажа — 80 кг.
- График распространяется только на самолеты Ил-14М, переоборудованные по вышеуказанной компоновочной схеме с шагом кресел 870 мм и при положении передней перегородки пассажирской кабины на шпангоуте № 15А.

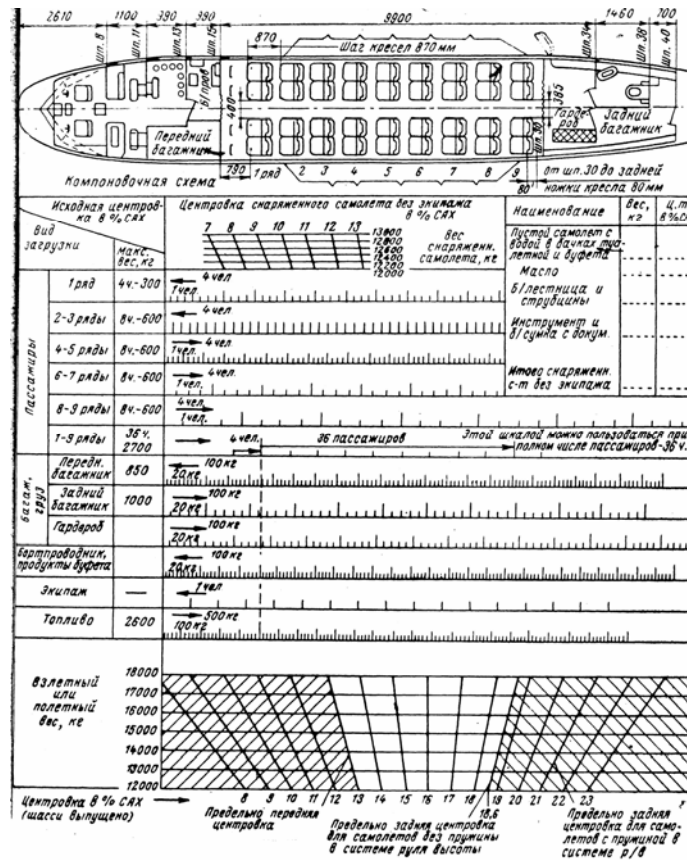


Рис. 11. Центровочный график, самолета Ил-14М, переоборудованного на 36 пассажирских мест с шагом кресел 870 мм. (Передняя перегородка пассажирской кабины установлена на шпангоуте № 15).

- Примечания:**
1. Уборка шасси перемещает ц. т. самолета вперед на 0,9—1,1% С.А.Х.
  2. Выгорание 1000 кг топлива перемещает ц. т. самолета вперед на 1—1,25% С.А.Х. (в зависимости от полетного веса).
  3. В зимнее время следует учитывать влияние на центровку веса верхней одежды пассажиров, размещенной в гардеробе, из расчета в среднем 5 кг на одно пальто.
  4. Вес одного пассажира принимается 75 кг, вес одного члена экипажа — 80 кг.
- График распространяется только на самолеты Ил-14М, переоборудованные по Вышеуказанной компоновочной схеме, с шагом кресел 870 мм и при положении передней перегородки пассажирской кабины на шпангоуте № 15

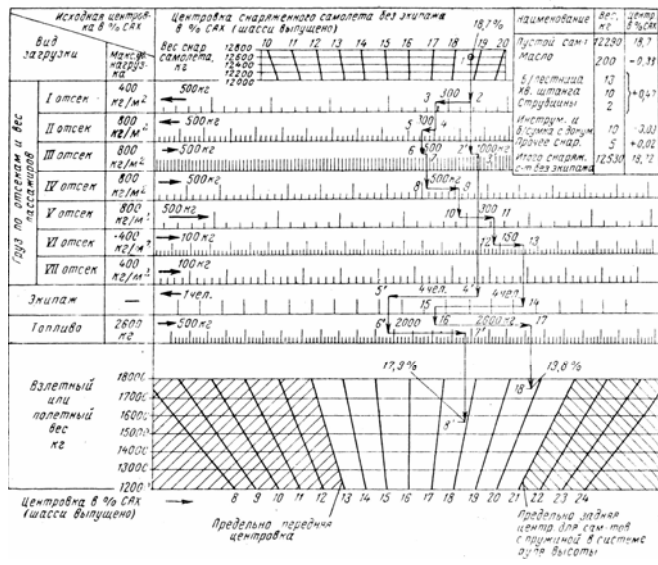
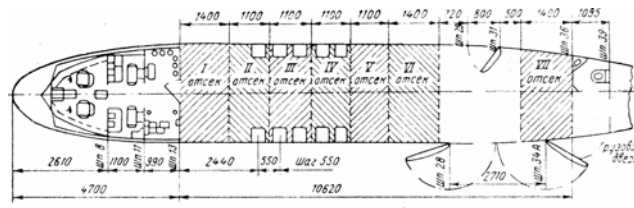


Рис. 12. Центровочный график самолета Ил-14Гр,

- Примечания:**
1. Уборка шасси перемещает ц. т. самолета вперед на 0,9—1,1 % САХ.
  2. Выгорание 1000 кг топлива перемещает ц. т. самолета вперед на 1—1,25% САХ (в зависимости от полетного веса).
  3. Вес одного члена экипажа принимается 80 кг, вес одного пассажира 75 кг.



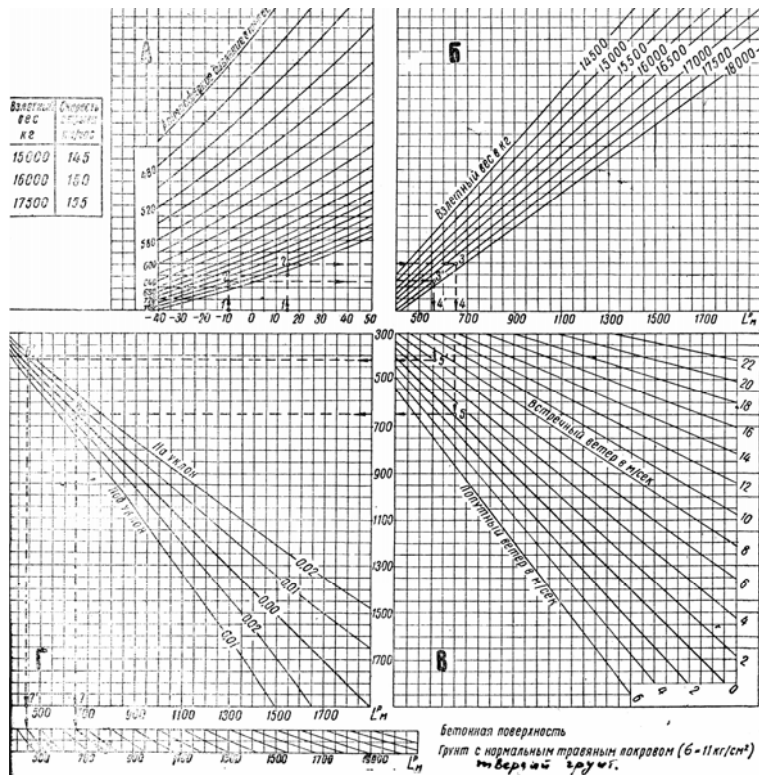


Рис 13. Номограмма для определения длины разбега в м ( $L^P_M$ ) самолета Ил-14 с неотклоненными закрылками на номинальном режиме работы двигателей.

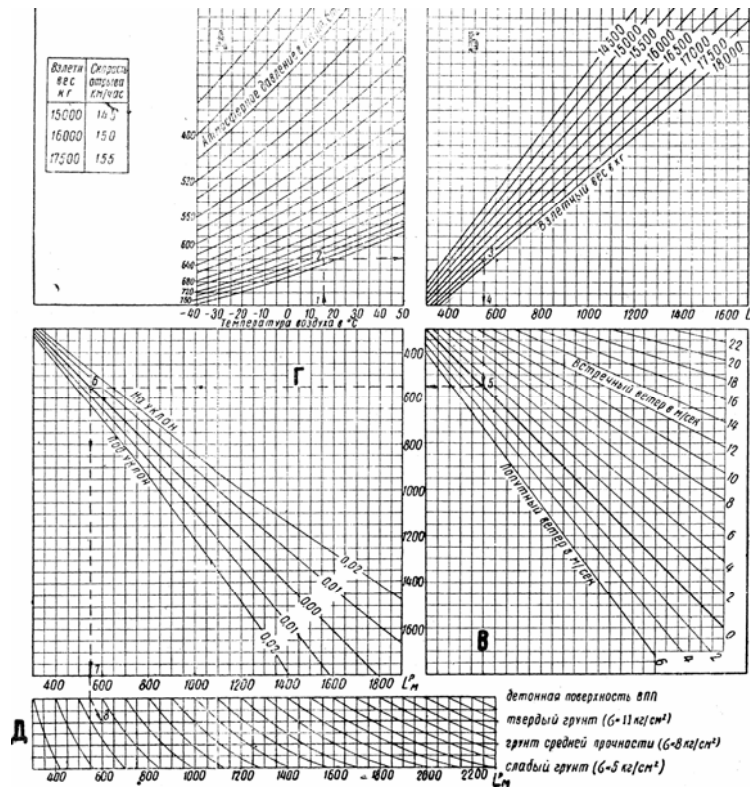


Рис 14. Номограмма для определения длины разбега в м ( $L_M^P$ ) самолета Ил-14 с неотклоненными закрылками на взлетном режиме работы двигателей.

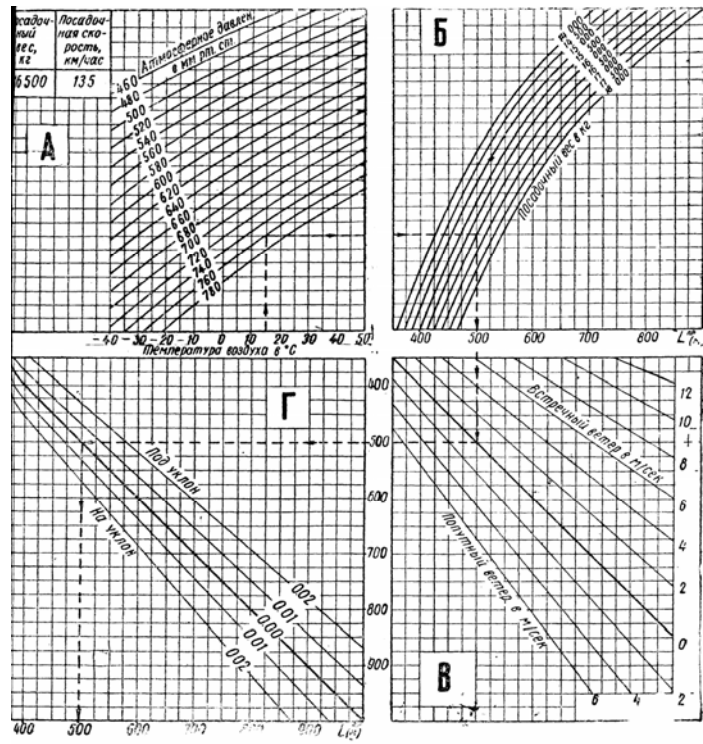


Рис. 22. Номограмма для определения длины, пробега в м ( $L_M^{PP}$ ) по бетону самолета Ил-14 с закрылками, отклоненными на 45°.

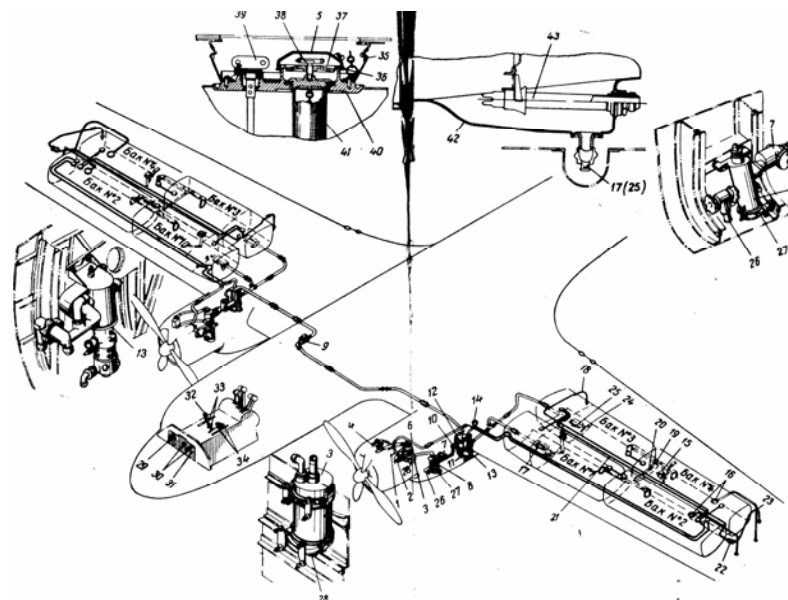


Рис. 23. Монтажная схема топливной системы:

1—насос непосредственного впрыска НВ-82; 2—датчик топливного манометра из комплекта 2 ЭДМУ-3; 3 — шелковый фильтр; 4 — насос БНК-10КТ; 5 — резиновая крышка; 6 — трубка и шланг отвода отсечного топлива из насоса НВ-82; 7 — пожарный кран; 8 — сетчатый фильтр с отстойником и краном слива; 9—соединительный край; 10—обратный клапан; 11—кран слива конденсата; 12—обратный клапан; 13—насос подкачки БЦН; 14 — трубка слива отсечного топлива из насоса БЦН; 15 — датчик топливомера; 16—заливные горловины; 17 — кран слива конденсата; 18 — трубка основного дренажа; 19—обратный клапан соединительного трубопровода; 20—трубопровод; 21 — трубка дополнительного дренажа; 22 — обратный клапан дренажа; 23 — наконечник дренажного трубопровода; 24 — обратные клапаны; 25—кран слива конденсата; 26 — основной сливной кран; 27 — кран слива конденсата; 28 — кран слива конденсата; 29—Двухстрелочный указатель 2 ЭДМУ-3; 30—указатели топливомеров; 31 — сигнальные лампы 200-литрового остатка топлива; 32 — рукоятка соединительного крана; 33 — выключатели насосов подкачки БЦН; 34 — рукоятки пожарных кранов; 35 — резиновый чехол заливной горловины; 36—верхняя часть корпуса заливной горловины; 37—траверса; 38 — винт; 39 — мерная линейка; 40 — нижняя часть корпуса заливной горловины; 41 — сетчатый фильтр; 42 — отстойник бака; 43—труба забора топлива

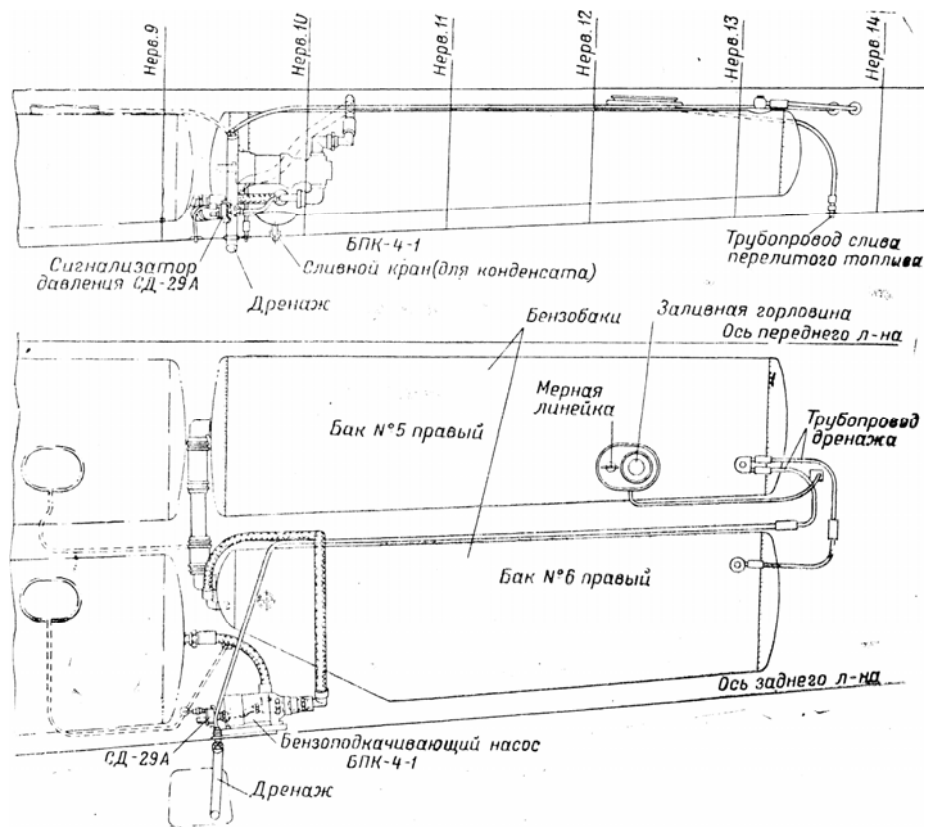
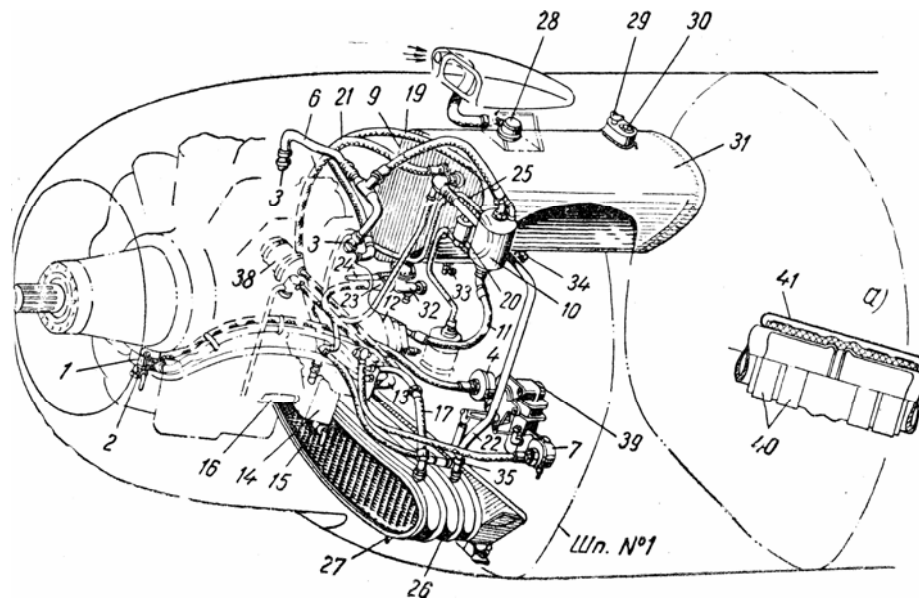


Рис. 25. Схема установки дополнительных топливных баков в отъемных частях крыла самолета Ил-14.



Рас. 26. Монтажная схема маслосистемы:

1—передний маслонасос; 2—сливной кран; 3—штуцеры суфлеров; 4 — датчик П-10Э манометра переднего маслонасоса; 6 — суфлерные трубки; 7 — датчик П-10Э манометра заднего маслонасоса; 9—дренажный шланг; 10—суфлерный бачок; 11—сливной шланг; 12—верхняя откачивающая часть маслонасоса; 13—нагнетающая и нижняя откачивающая части маслонасоса; 14—маслоотстойник; 15—сливной кран; 16—маслопроводы двигателя; 17—шланг; 19—дренажная трубка; 20—кран разжижения масла; 21 — дренажный шланг; 22 — маслопровод; 25—шланг; 24—шланг флюгерного насоса; 25 — шланг; 26 — маслорадиатор; 27 — сливной кран; S — датчик масломера; 29 — масломерная линейка; 30 — заливная горловина; 31 — маслобак; 32—заборный коллектор со сливным краном; 33 — кран для слива масла из отсека флюгирования; 34 — сливной кран; 35 — штуцер-жиклер; 38 — масляный фильтр МФС-29; 39 — механизм управления заслонкой. а) Дюритовое соединение трубопроводов; 40—хомут; 41—лента металлизации.